PROYEK AKHIR – VM191879

Analisa *Flammability* Bahan Bakar Jet A-1 Pesawat N-219 di PT Dirgantara Indonesia

Dhea Sarah Larasati
NRP. 10211710010062

Dosen Pembimbing
Ir. Arino Anzip, M.Eng, Sc.
NIP. 19610714 198803 1 003

Departemen Teknik Mesin Industri
Fakultas Vokasi
Institut Teknologi Sepuluh Nopember
Surabaya 2020

PROYEK AKHIR – VM191879

Analisa *Flammability* Bahan Bakar Jet A-1 Pesawat N-219 di PT Dirgantara Indonesia

Dhea Sarah Larasati
NRP. 10211710010062

Dosen Pembimbing
Ir. Arino Anzip, M.Eng, Sc.
NIP. 19610714 198803 1 003

Departemen Teknik Mesin Industri
Fakultas Vokasi
Institut Teknologi Sepuluh Nopember
Surabaya 2020

PROYEK AKHIR – VM191879

Flammability Analysis Of Jet A-1 Fuel N-219 Aircraft at PT Dirgantara Indonesia

Dhea Sarah Larasati
NRP. 10211710010062

Counselor Lecturer
Ir. Arino Anzip, M.Eng, Sc.
NIP. 19610714 198803 1 003

Industrial Mechanical Engineering Department
Faculty Of Vocational
Sepuluh Nopember Institute of Technology
Surabaya 2020

LEMBAR PENGESAHAN

ANALISA *FLAMMABILITY* BAHAN BAKAR JET A-1 PESAWAT N-219 DI PT DIRGANTARA INDONESIA

PROYEK AKHIR

Diajukan Untuk Memenuhi Salah Satu Syarat
Memperoleh Gelar Ahli Madya
Program Studi Diploma III
Departemen Teknik Mesin Industri
Fakultas Vokasi
Institut Teknologi Sepuluh Nopember
Surabaya
2020

Oleh :
Dhea Sarah Larasati
NRP. 10211710010062

Menyetujui,
Dosen Pembimbing

Ir. Arino Anzil, M.Eng. Sc.
NIP. 19610214 198803 1 003

SURABAYA, JULI 2020

PERNYATAAN TIDAK MELAKUKAN PLAGIASI

Saya yang bertanda tangan di bawah ini :

Nama	: Dhea Sarah Larasati
NRP	: 10211710010062
Bidang Studi	: Teknik Mesin Industri
Fakultas	: Fakultas Vokasi

Menyatakan dengan sesungguhnya bahwa Tugas Akhir (TA) yang saya tulis ini benar-benar tulisan saya dan bukan merupakan plagiasi. Apabila kemudian hari terbukti atau dapat dibuktikan TA ini hasil plagiasi, maka saya bersedia menerima sanksi atas perbuatan tersebut sesuai dengan aturan yang berlaku di Departemen Teknik Mesin Industri – Fakultas Vikasi ITS

Surabaya, 22 Agustus 2020

Yang Membuat Pernyataan

Dhea Sarah Larasati

NRP.1021171001006

ABSTRAK

Kecelekaan Pesawat TWA 800, sebuah Pesawat Boeing 747 pada 17 Juli 1996 disebutkan disebabkan karena bahan bakar yang mengalami ledakan di dalam tangki sayap tengah. Karena kecelakaan tersebut, Federal Aviation Administration (FAA) melakukan evaluasi guna meningkatkan persyaratan keamanan tangki bahan bakar pesawat komersial. Salah satu cara yang direkomendasikan oleh National Transportation Safety Board (NTSB) adalah mempertahankan bahan bakar yang cukup di tangki bahan bakar pesawat supaya peningkatan suhu bahan bakarnya bisa dibatasi sehingga bahan bakar selalu ada di bawah batas ledakan. Dari evaluasi tersebut, kemudian FAA membentuk Fuel Flammability Task Group. Yang memiliki tugas untuk meninjau data mengenai ledakan bahan bakar Jet A di tangki pesawat dan energi minimum yang diperlukan Jet A untuk memulai ledakan.

Penelitian ini menggunakan metode pengumpulan data yang diambil dari data flight test pesawat N-219 yang telah dilakukan oleh PT Dirgantara Indonesia. Data tersebut kemudian diolah dan dianalisa sesuai dengan grafik yang dihasilkan.

Berdasarkan analisa data yang telah dilakukan, diperoleh kesimpulan bahwa Flammability bahan bakar Jet A-1 sangat dipengaruhi oleh suhu dan altitude. Dengan penjelasan semakin rendah suhu, maka energi yang dibutuhkan untuk mencapai titik mudah terbakar akan semakin tinggi, begitu juga dengan altitude-nya. Kemudian untuk energi minimum bahan bakar pesawat N-219 aman dari ledakan apabila nilai E Ignation-nya di bawah 10 mJ.

Kata kunci : Flammability, Jet A-1, Energi Minimum

ABSTRACT

The TWA 800 aircraft accident, a Boeing 747 on July 17, 1996, was said to have been caused by an explosion of fuel in a central wing tank. Because of the accident, the Federal Aviation Administration (FAA) conducted an evaluation to improve the safety requirements of commercial aircraft fuel tanks. One method recommended by the National Transportation Safety Board (NTSB) is to maintain sufficient fuel in the aircraft's fuel tank so that the increase in fuel temperature can be limited so that fuel is always below the explosion limit. From this evaluation, the FAA then formed the Fuel Flammability Task Group. Which has the duty to review data regarding Jet A fuel explosions in aircraft tanks and the minimum energy required by Jet A to start the explosion.

This study uses data collection methods taken from N-219 aircraft flight test data conducted by PT Dirgantara Indonesia. The data is then processed and analyzed in accordance with the resulting graph.

Based on the analysis of the data that has been done, it can be concluded that the Flammability of Jet A-1 fuel is strongly influenced by temperature and altitude. With the explanation of the lower temperature, the energy required to reach the flammable point will be higher, as well as the altitude. Then for minimum energy the N-219 fuel is safe from explosion if the value of E Ignation is below 10 mJ.

Keywords: Flammability , Jet A-1 , Minimum Energy

KATA PENGANTAR

Segala puji syukur penulis panjatjan kepada Allah SWT yang telah memberikan segala rahmat dan hidayah-Nya sehingga penulis dengan segala keterbatasannya dapat menyelesaikan tugas akhir ini dengan baik. Dalam terselesaikannya tugas akhir ini, penulis ingin menyampaikan terima kasih kepada semua pihak yang telah membantu secara moral maupun materi, yakni :

1. Tuhan Yang Maha Esa
2. Ibu, Ayah, dan keluarga yang selalu memberikan dukungan penuh baik secara moril maupun materil. Tanpa do'a dan motivasi penulis tidak bisa menyelesaikan tugas akhir dengan baik.
3. Ir. Arino Anzip, M.Eng.Sc. selaku dosen pembimbing tugas akhir yang telah banyak memberikan bimbingan dan ilmu yang terkait dengan tugas akhir ini.
4. Bapak Santosa Edy Wibowo selaku Manager System Analysis PT Dirgantara Indonesia yang telah membantu dalam studi literatur dan pengambilan data untuk penyelesaian tugas akhir ini.

5. Ir. Heru Mirmanto, M.T., Dr. selaku Ketua Departemen Teknik Mesin Industri Vokasi-ITS.
6. Dr. Atria Pradityana S.T., M.T. selaku Koordinator Tugas Akhir Program Studi Diploma III Departemen Teknik Mesin Industri Vokasi-ITS.
7. Seluruh Dosen Penguji selaku dosen yang memberikan kritik, saran, serta masukan yang sangat bermanfaat untuk penyempurnaan tugas akhir ini.
8. Seluruh Dosen dan Karyawan yang telah banyak membimbing penulis dalam menggali ilmu di Departemen Teknik Mesin Industri Vokasi-ITS
9. M. Resyal Febru Atmojo yang selalu memberi motivasi dan semangat untuk menyelesaikan tugas akhir ini.
10. Eka Meidyana Sari, Sukma Dewi Fortuna, dan Irinne Audriana yang selalu menemani dan memberi dukungan penulis.
11. Revilda Kusumaningtyas, Indah Nor Fitriyah, Nur Marina F.N, Isnaeni, M. Fajar Karuniawan, dan Fikri Ahmad Darmawan yang selalu menjadi teman tukar pikiran selama belajar di Departemen Teknik Mesin Industri Vokasi-ITS

12. Nogogeni ITS Team yang selalu memberi dukungan dalam penyelesaian tugas akhir ini.
13. Seluruh teman-teman angkatan 2017 yang selalu membantu penulis. Terima kasih atas segala kritik dan saran yang telah kalian berikan.
14. Semua pihak yang belum disebutkan di atas yang telah memberikan doa, bantuan, dan dukungannya hingga tugas akhir ini dapat terselesaikan dengan baik dan tepat waktu.

Penulis mengharapkan kritik dan saran demi kesempurnaan tugas akhir ini. akhirnya, penulis berharap semoga tugas akhir ini dapat memberikan manfaat bagi pengembangan ilmu pengetahuan di masa depan.

Surabaya, Juli 2020

Penulis

DAFTAR ISI

COVER

LEMBAR PENGESAHAN i

ABSTRAK iii

ABSTRACT iv

KATA PENGANTAR v

DAFTAR ISI viii

DAFTAR GAMBAR xiii

DAFTAR TABEL xv

BAB I 1

PENDAHULUAN 1

1.1 Latar Belakang 1

1.2 R umusan Masalah 2

1.3 Batasan Masalah 3

1.4 Tujuan Penelitian 3

1.5 Sistematika Penulisan 3

BAB II 6

DASAR TEORI 6

2.1 Pesawat N219 6

2.2 *Fuel System* Pesawat N219 9

2.2.1 Fuel Tank 13

2.2.2 Main Ejector Booster Pumps (SM3253-1) 14

2.2.3 Electric Fuel Booster Pump (SM3212-1) 14

2.2.4 Ejector Transfer Pumps (SM2250-1) 16

2.2.5 Fuel Shutoff Motor Op Valve. (SM2683-9) .. 18

2.2.6 Motive Flow Shutoff Solenoid Op Valve (SM2724-1) 19

2.2.7 Refueling Shut Off Valve (SM2397-6) 21

2.2.8 Vent Float Valve (SM3376-1) 22

2.2.9 Surge Tank 23

2.3 Jet Fuel 23

2.4 Flammability Analysis 28

2.4.1 Flash Point 28

2.4.2 Autoignition temperature 29

2.4.3 ***Rentang flammabilitas (LFL/UFL)*** 30

2.4.3.1 Energi penyalaan minimum dalam tangki bahan bakar 30

2.5 Jet A-1 34

2.5.1 **Spesifikasi *Jet A-1 Fuel*** 35

2.5.2 *Flammability Properties* 35

2.6 *Flammability Limits* 36

BAB III 39

METODOLOGI 39

3.1 Diagram Alir (*Flowchart)* 39

3.1.1 Flowchart Grafik Flammability 39

3.2 Penjelasan Diagram Alir *Flammability Analysis* pada Pesawat N-219 40

3.2.1 Tahap Persiapan 41

3.2.1.1 Identifikasi Masalah 41

3.2.1.2 Perumusan Masalah dan Tujuan Penelitian 41

3.2.1.3 Studi Lapangan 42

3.2.1.4 Studi Literatur 42

3.2.2 Tahap Pengumpulan dan Pengolahan Data 43

3.2.2.1 Pengambilan Data 43

3.2.2.2 Pengolahan Data 43

3.2.3 Tahap Analisa dan Kesimpulan 44

3.2.3.1 Analisa dan Interpretasi Data 44

3.2.3.2 Kesimpulan dan Saran 44

BAB IV 46

ANALISA DAN PEMBAHASAN 46

4.1 Menghitung Ln (E_{ign}) $_{min}$ 46

4.2 Menghitung T_{min} 47

4.3 Menghitung T_{fuel} 47

4.3.1 Menghitung nilai a 48

4.3.2 Menghitung nilai T_{fuel} 48

4.4 Penjelasan Grafik Zona Flammable *Altitude* vs T_{fuel} 56

4.5 Grafik Hasil Flight Test PD1 OPS192 58

4.5.1 Penjelasan Grafik Flight Test PD1 OPS192 Pesawat Terbang N-219 *Altitude VS Time* 58

4.5.2 Penjelasan Grafik Flight Test PD1 OPS192 Pesawat Terbang N-219 *Tfuel VS Time* 60

4.5.3 Penjelasan Grafik Flight Test PD1 OPS192 Pesawat Terbang N-219 *Altitude VS Tfuel* 61

BAB V 64

PENUTUP 64

5.1 Kesimpulan 64

5.2 Saran 66

DAFTAR PUSTAKA 68

LAMPIRAN 70

BIODATA PENULIS 85

DAFTAR GAMBAR

GAMBAR 2.1 PESAWAT N219 7
GAMBAR 2.2 DIMENSI PESAWAT N219 8
GAMBAR 2.3 DESAIN TANGKI DI SAYAP PESAWAT N219 .. 10
GAMBAR 2.4 FLIGHT PROFIL 11
GAMBAR 2.5 FUEL SYSTEM SCHEMATIC 12
GAMBAR 2.6 FUEL TANK 13
GAMBAR 2.7 MAIN EJECTOR BOOSTER PUMPS 14
GAMBAR 2.8 ELECTRIC FUEL BOOSTER PUMP (SM3212-1)16
GAMBAR 2.9 EJECTOR TRANSFER PUMPS (SM2250-1)..... 18
GAMBAR 2.10 FUEL SHUTOFF MOTOR OP VALVE (SM2683-9) 19
GAMBAR 2.11 MOTIVE FLOW SHUTOFF SOLENOID OP VALVE 20
GAMBAR 2.12 REFUELING SHUT OFF VALVE 22
GAMBAR 2.13 VENT FOAT 22
GAMBAR 2.14 GRAFIK RATE OF FLAME SPREAD BAHAN BAKAR JET A DAN JET B 24
GAMBAR 2.15 SUHU BAHAN BAKAR JET A DALAM PENERBANGAN. JET TRANSPORT CRUISING PADA 525 MPH. BERDASARKAN DATA PERUSAHAAN PESAWAT BOEING DAN PESAWAT UDARA DEHAVILLAND, LTD..... 26

GAMBAR 2.16 SUHU BAHAN BAKAR JET B DALAM PENERBANGAN. JET TRANSPORT CRUISING PADA 525 MPH. BERDASARKAN DATA PERUSAHAAN PESAWAT BOEING DAN PESAWAT UDARA DEHAVILLAND, LTD..... 27
GAMBAR 2.17 ENERGI MINIMUM SPARK IGNITION UNTUK CAMPURAN BAHAN BAKAR-UDARA..... 28
GAMBAR 3.1 DIAGRAM ALIR FLAMMABILITY ANALYSIS PESAWAT N-219..... 40
GAMBAR 4.1 GRAFIK FLAMABILITY DENGAN T_{FUEL} MENGGUNAKAN SATUAN FAHRENHEIT..... 55
GAMBAR 4.2 GRAFIK FLAMABILITY DENGAN T_{FUEL} MENGGUNAKAN SATUAN CELCIUS 56
GAMBAR 4.3 GRAFIK DATA FLIGHT TEST PD1 OPS192 ALTITUDE VS TIME 59
GAMBAR 4.4 GRAFIK DATA FLIGHT TEST PD1 OPS192 T_{FUEL} VS TIME..... 60
GAMBAR 4.5 DATA FLIGHT TEST PD1 OPS192 ALTITUDE VS TFUEL (°C) 61

DAFTAR TABEL

TABEL 2.1 SPESIFIKASI *ELECTRIC FUEL BOOSTER PUMP* (SM3212-1) 16
TABEL 2.2 SPESIFIKASI *EJECTOR TRANSFER PUMPS* (SM2250-1) 18
TABEL 2.3 SPESIFIKASI *FUEL SHUT OFF MOTOR OP VALVE* (SM2683-9) 19
TABEL 2.4 SPESIFIKASI *MOTIVE FLOW SHUT OFF SOLENOID OP VALVE* SM2724-1..... 21
TABEL 4.1 PERHITUNGAN DENGAN NILAI EIGN 0,25 MJ . 50
TABEL 4.2 PERHITUNGAN DENGAN NILAI EIGN 1 MJ..... 50
TABEL 4.3 PERHITUNGAN DENGAN NILAI EIGN 10 MJ 51
TABEL 4.4 PERHITUNGAN DENGAN NILAI EIGN 100 MJ... 51
TABEL 4.5 PERHITUNGAN DENGAN NILAI EIGN 1000 MJ 52
TABEL 4.6 PERHITUNGAN DENGAN NILAI EIGN 10000 MJ 52
TABEL 4.7 PERHITUNGAN DENGAN NILAI EIGN 20000 MJ 53
TABEL 4.8 PERHITUNGAN DENGAN NILAI EIGN 50000 MJ 53
TABEL 4.9 PERHITUNGAN DENGAN NILAI EIGN 100000 MJ 54

BAB I
PENDAHULUAN

BAB I
PENDAHULUAN

1.1 Latar Belakang

Kecelekaan Pesawat TWA 800, sebuah Pesawat Boeing 747 pada 17 Juli 1996 disebutkan disebabkan karena bahan bakar yang mengalami ledakan di dalam tangki sayap tengah. Karena kecelakaan tersebut, Federal Aviation Administration (FAA) melakukan evaluasi guna meningkatkan persyaratan keamanan tangki bahan bakar pesawat komersial. Salah satu cara yang direkomendasikan oleh *National Transportation Safety Board* (NTSB) adalah mempertahankan bahan bakar yang cukup di tangki bahan bakar pesawat supaya peningkatan suhu bahan bakarnya bisa dibatasi sehingga bahan bakar selalu ada di bawah batas ledakan.

Dari evaluasi tersebut, kemudian FAA membentuk *Fuel Flammability Task Group.* Yang memiliki tugas untuk meninjau data mengenai ledakan bahan bakar Jet A di tangki pesawat dan energi minimum yang diperlukan Jet A untuk memulai ledakan.

Oleh sebab itu, sebelum dikomersilkan Pesawat N219 yang merupakan pesawat dengan kapasitas 19 penumpang yang menggunakan Jet A-1 rakitan PT Dirgantara Indonesia bahan bakarnya perlu dianalisa *Flammability*-nya. Hal tersebut dilakukan supaya dapat menghindari segala kemungkinan adanya bahan bakar yang meledak ketika pesawat sedang beroperasi. Sehingga pesawat N219 dapat memenuhi standar persyaratan keamanan tangki bahan bakar Federal Aviation Administration (FAA) yaitu mencapai tingkat keamanan tertinggi pada saat operasi penerbangan.

1.2 R umusan Masalah

Permasalahan yang diangkan dalam pembahasan kali ini adalah :

a. Bagaimana mengetahui zona *Flammability* bahan bakar Jet A-1 pada Pesawat N219 dengan *altitude* yang bervariasi?
b. Bagaimana mengetahui energi minimum yang diperlukan bahan bakar Jet A-1 Pesawat N219 untuk memulai ledakan dari data *Flight Test*?

1.3 Batasan Masalah

Studi kasus yang dapat dijadikan bahan penelitian atau permasalahan khusus PT Dirgantara Indonesia (Persero) sangat banyak dan kompleks. Oleh sebab itu, perlu adanya batasan masalah agar tema masalah yang dibahas dapat dijelaskan secara komprehensif dan koheren. Batasan masalah untuk pengerjaan laporan tugas akhir ini yaitu data yang digunakan adalah data hasil *flight test* pesawat N-219 dengan bahan bakar untuk perhitungan *flammability level.*

1.4 Tujuan Penelitian

Tujuan yang diharapkan dalam penelitian untuk Tugas Akhir ini adalah :

a. Mengetahui zona *Flammability* bahan bakar Jet A-1 Pesawat N219 pada saat *altitude*-nya berbeda
b. Mengetahui energi minimum yang diperlukan bahan bakar Jet A-1 untuk memulai ledakan dari data *Flight Test.*

1.5 Sistematika Penulisan

Penulisan Tugas Akhir ini terbagi dalam lima bab yang secara garis besar dapat dijelaskan sebagai berikut :

BAB I. PENDAHULUAN

Pada bab ini membahas bagaimana tinjauan umum tentang latar belakang masalah, tujuan, batasan masalah dan sistematika penulisan laporan tugas akhir.

BAB II. TINJAUAN PUSTAKA DAN DASAR TEORI

Pada bab ini dijelaskan mengenai teori penunjang dan dasar perhitungan yang mendukung dalam pembuatan laporan tugas akhir.

BAB III. METODOLOGI

Pada bab ini akan dibahas mengenai metodologi pengolahan data dan diagram alir pengolahan data.

BAB IV. PERHITUNGAN DAN PEMBAHASAN

Pada bab ini dijelaskan mengenai tentang perhitungan yang dilakukan untuk memperoleh data yang dibutuhkan.

BAB V. PENUTUP

Memuat kesimpulan berdasarkan tujuan Tugas Akhir dan rumusan masalah yang dibuat.

DAFTAR PUSTAKA

LAMPIRAN

BIODATA PENULIS

BAB II
DASAR TEORI

BAB II
DASAR TEORI

2.1 Pesawat N219

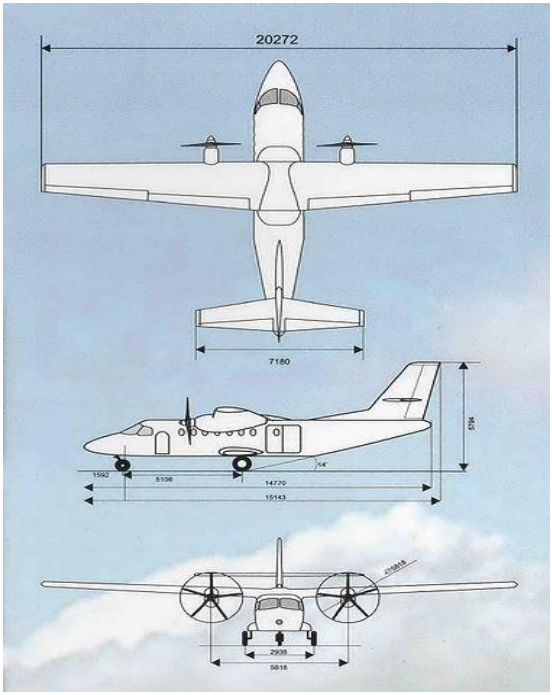
Pesawat N219 merupakan pesawat multi fungsi yang digerakkan dengan dua *engine turboprop* produksi Pratt and Whitney Aircraft of Canada Limited PT6A–42 dengan memakai *propeller* Hartzell HC-E4N-3J. Arti nama N219 adalah "N" bermakna Nusantara, angka "2" menjelaskan bahwa pesawat ini menggunakan *2 engine* dan angka "19" menjelaskan bahwa total penmpang yang dapat diangkut berjumlah 19 orang. *Engine* pesawat N219 dapat menghasilkan daya hingga 850 SHP pada putaran 2000 rpm dengan konsumsi bahan bakar (*specific fuel consumption*) 552.667 lb/hr. Torsi maksimum yang dihasilkan mencapai 2230 ft-lb. Pesawat N219 memiliki *landing gear* dengan tipe *tricycle* pada *fuselage.* Pesawat N219 dapat menampung penumpang hingga 19 orang. Pesawat ini mampu lepas landas dan mendarat dalam jarak pendek, kira-kira hanya memerlukan landasan sepanjang sekitar 500 m. Pesawat ini juga dilengkapi dengan alat bantu navigasi sehingga mampu lepas landas dan mendarat di bandara-bandara perintis dengan peralatan

minimal sehingga cocok beroperasi di daerah-daerah terpencil.

Gambar 2.1 Pesawat N219

Pesawat ini terbuat dari logam dan dirancang untuk mengangkut penumpang maupun kargo. Pesawat ini dibuat dengan memenuhi persyaratan FAR 23 dan dirancang memiliki volume kabin terbesar di kelasnya dengan pintu fleksibel yang memastikan bahwa pesawat ini bisa dipakai untuk mengangkut penumpang dan juga kargo. Pesawat ini tergolong mudah dan sederhana dalam proses perawatannya. N219 memiliki konfigurasi yang dapat diubah dengan cepat, biaya operasi rendah dan bersertifikasi dasar CASR 23. Pesawat N219 juga bisa digunakan untuk mengangkut penumpang sipil, angkutan militer, angkutan barang atau kargo, evakuasi medis, hingga bantuan saat bencana alam. Dengan kelebihan

tersebut, pesawat ini juga lebih murah dibandingkan pesawat sejenisnya, yaitu Twin Otter.



Gambar 2.2 Dimensi Pesawat N219

Pesawat N219 memiliki kecepatan maksimum mencapai 210 knot, dan kecepatan terendah mencapai 59 knot, artinya pada kecepatan yang cukup rendah pesawat masih bisa terkontrol, ini adalah suatu keuntungan yang besar terutama saat digunakan memasuki wilayah tebing dan pegunungan.

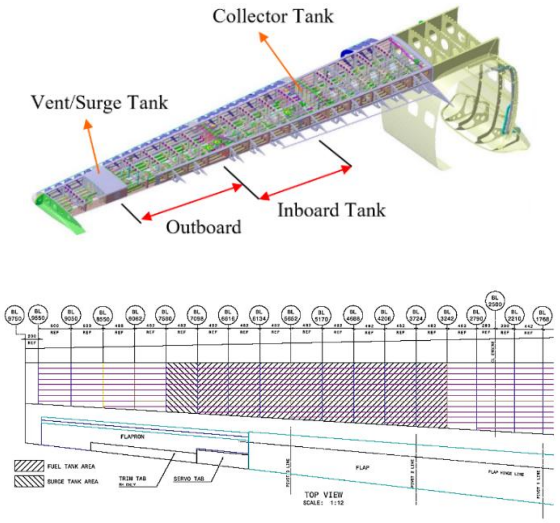
Kinerja pesawat N219:

- Kecepatan jelajah maksimum : 395 km/jam (213 KTS)
- Kecepatan jelajah ekonomis : 352 km/jam (190 KTS)
- Rata rata feri Maksimum : 1580 Nm
- Jarak lepas landas : 465 m
- Jarak mendarat : 510 m
- Kecepatan jatuh (stall) : 73 KTS
- Berat lepas landas maksimum (MTOW) : 7270 kg (16,000 lbs)
- Muatan Maksimum : 2500 kg (5511 lb)
- Tingkat panjat : 2300 kaki/menit (semua mesin beroperasi)

2.2 *Fuel System* Pesawat N219

Dalam pesawat terbang, *Fuel system* atau sistem penyediaan bahan bakar merupakan salah satu sistem yang penting untuk memastikan bahwa penyediaan bahan bakar ke mesin pesawat mulai dari mesin dijalankan, *take off* hingga *landing* tercukupi.

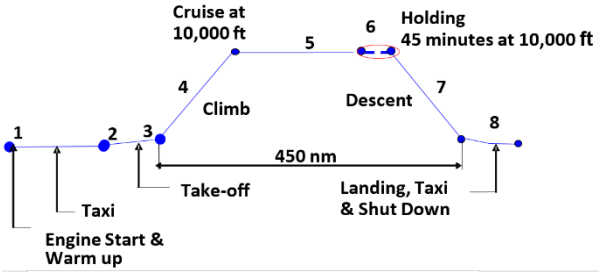
Untuk menjaga tekanan pada *fuel tank* yang dapat menurun akibat pengaruh ketinggian dari pesawat terbang, maka diperlukan rancangan agar tekanan pada *fuel tank* tetap dijaga dengan menggunakan pipa ventilasi (*venting pipe*) yang berfungsi mengalirkan udara pada *Ouler tank* lalu membuangnya ke udara bebas sehingga tekanan pada *fuel tank* tetap terjaga. Tekanan akan membuat level ketinggian bahan bakar pada *fuel tank* tetap pada batas tertentu. Tekanan perlu dijaga agar pasokan bahan bakar ke *engine* konstan.



Gambar 2.3 Desain tangki di sayap Pesawat N219

Pada kondisi *rapid climb*, konsumsi bahan bakar pesawat sangat besar sehingga menyebabkan bahan bakar

akar terus mengalir dari pompa menuju *fuel tank*, setelah dari *fuel tank* bahan bakar akan menuju engine. Aliran bahan bakar yang cepat akan menyebabkan perubahan tekanan yang besar pula pada ketinggian tertentu pada pesawat saat melakukan *rapid climb*.

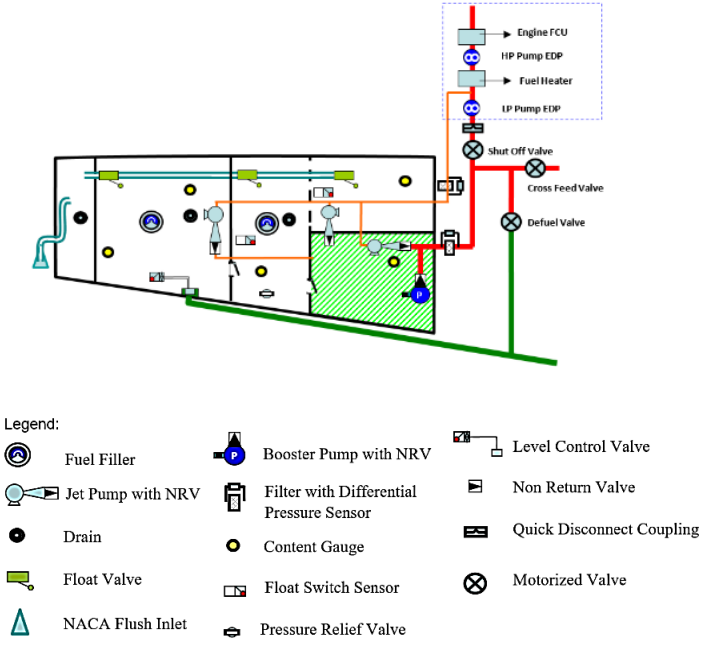


Gambar 2.4 Flight Profil

Sistem penyimpanan bahan bakar menjadi hal yang penting karena berkaitan dengan struktur pesawat dan keseimbangan pesawat. Pada pesawat N219, bahan bakar disimpan dalam tangki single compartment pada kedua sayap.

Dalam penyimpanan bahan bakar, akan terdapat ruang udara yang tersisa pada bagian atas ruang tangki. Ruang udara ini akan mengalami perbedaan tekanan udara yang cukup besar dengan atmosfer seiring dengan perubahan perubahan ketinggian dan percepatan. Perbedaan tekanan udara ini dapat menyebabkan gagalnya

struktur tangki dan sayap pesawat. Untuk menyeimbangkan perbedaan tekanan udara in diperlukan adanya sistem ventilasi yang terhubung langsung dengan atmosfer.



Gambar 2.5 Fuel System Schematic

Sistem yang berperan untuk mentransfer bahan bakar dari tank menuju *engine* guna pembakaran agar *engine* dapat bekerja dengan baik dan dapat menghasilkan performa yang diingikan. Dalam sistem ini juga menggunakan komponen-komponen pendukung guna memberikan kemudahan serta keamanan sistem ini untuk

melakukan kerjanya, sehinnga proses pembakaran dalam *engine* tercapai.komponen-komponen tersebut adalah :

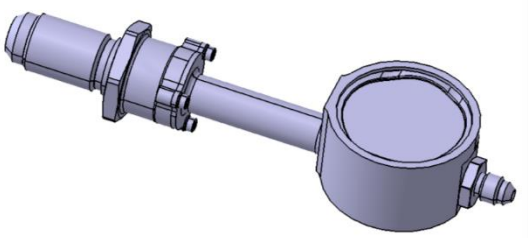
2.2.1 Fuel Tank

Komponen ini memiliki fungsi untuk menampung bahan bakar, dalam pesawat umumnya terdapat 3 fuel tank yaitu 2 *main tank* (terdapat di *wings*), *center tank* (terdapat pada bagian *fuselage* pesawat), adapun tambahan-tambahan lainya seperti *auxialary tank, surge tank* dan *drop tank* ;ang seperti pada pesawat hercules, untuk setiap pesawat memiliki variasi-variasi yang berbeda baik dalam nama letak serta maksud tujuanya.

Gambar 2.6 Fuel Tank

2.2.2 Main Ejector Booster Pumps (SM3253-1)

Main Ejector Booster Pumps dipasang di dalam tangki dengan didukung *suction port* dan juga dari *motive flow* dan *delivery lines*. Bentuk nozzle-nya memuncak, sementara NRVnya dibentuk dari paduan ringan. Pompa ini tidak mengalami kavitasi pada segala kondisi operasional, baik saat menggunakan bahan bakar Jet A-1 maupun bahan bakar serupa lainnya. Untuk memenuhi syarat kondisi operasi, *Performance points* pada *Main Ejector Booster Pumps* dapat diketahui dari rangkuman tabel dalam bentuk DWG.



Gambar 2.7 Main Ejector Booster Pumps

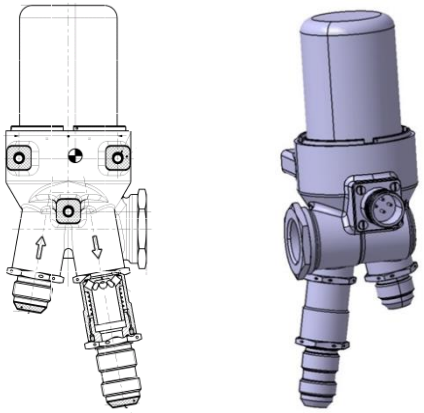
2.2.3 Electric Fuel Booster Pump (SM3212-1)

Electric Fuel Booster Pump dipasang di luar tangki menghubungkan *suction line* yang keluar dari *collector tank.* Pompa ini adalah tipe pompa roda gigi, *positive displacement*¸ digerakkan oleh motor DC *brushless.*

Berjalan dengan kecepatan tetap dalam kisaran penuh catu daya (tidak ada penurunan kinerja hingga 22 volt), dan memiliki kontrol tekanan integral serta *non return valves.* Komponen ini di desain dengan sangat canggih dan memenuhi prasyarat terbaru dari DO160. Selain itu juga mampu untuk beroperasi dalam kondisi kering dan dalam waktu singkat (10 sampai 20 detik), seperti yang diperlukan untuk *self priming suction line* yang kosong dan beberapa menit sebelum pemompaan, seperti yang dapat terjadi jika dibiarkan beroperasi setelah pengosongan tangki. Desain yang demikian mengakibatkan pompa ini mampu memastikan fungsi balancing, yaitu membuat bahan bakar yang diambil secara signifikan dari tangki samping, karena tekanan pengiriman yang lebih tinggi daripada ejektor booster. Pompa ini juga dapat memberikan informasi "kesehatan", dalam bentuk tegangan, sinyal arus rendah, yang dapat disediakan pada satu pin konektor.

Fungsi: Mengizinkan air mengalir dari tangki.

Model Part Number : SM3212-1



Gambar 2.8 *Electric Fuel Booster Pump* (SM3212-1)

Tabel 2.1 *Spesifikasi Electric Fuel Booster Pump* (SM3212-1)

MASS:	1.350 kg MAX
FLUID TEMPERATURE:	-55°C TO 70°C
AMBIENT TEMPERATURE:	-55°C TO 70°C
STORAGE TEMPERATURE	-55 °C TO 85 °C
ALTITUDE:	SL TO 25000 ft
FLUIDS:	AVIATION FUELS

2.2.4 Ejector Transfer Pumps (SM2250-1)

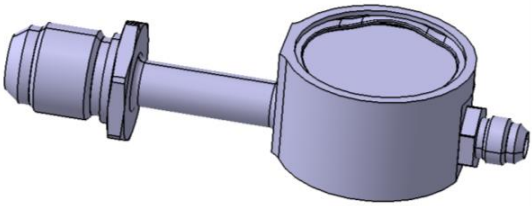
Jika diperhatikan pada gambar *Ejector Transfer Pumps* cairan tidak dibelokkan ke kiri, karena diasumsikan bahwa unit langsung dibuang ke kolektor. Satu-satunya tindakan pencegahan yang disarankan adalah bahwa pompa harus dipasang serendah mungkin dan pengiriman tidak diarahkan ke pengisapan baik ke

booster ejector maupun ke titik hisap Pompa DC. Sedangkan untuk *booster ejector*, sengaja didesain dengan memperlihatkan komponen di semua kondisi operasi, termasuk peningkatan laju transfer untuk wadah umpan silang (pompa DC ON, untuk memasok sisi engine yang lain, atau untuk penyeimbangan).

Desain pompa ini tidak diperuntukan untuk disuplai dengan *motive flow* yang berasal dari mesin, tetapi dari saluran umpan ke mesin, didorong oleh *booster ejector* atau oleh pompa DC. Selain itu juga dimaksudkan untuk pemasangan "di dalam" *collector tank*, dibaut ke dinding yang memisahkan dari sayap, di mana *suction elbow* harus dipasang supaya perpindahan bahan bakar bisa tetap terjadi.

Fungsi : Membuat *collector tank* penuh selama pesawat beroperasi.

Model Part Number : SM2250-X



Gambar 2.9 Ejector Transfer Pumps (SM2250-1)

Tabel 2.2 Spesifikasi *Ejector Transfer Pumps* (SM2250-1)

MASS :	0,08 kg MAX
ALTITUDE :	SL TO 35.000 ft
FLUID TEMPERATURE:	-55°C TO +70°C
AMBIENT TEMPERATURE:	-55°C TO +70°C
STORAGE TEMPERATURE:	-55 °C TO +85 'C

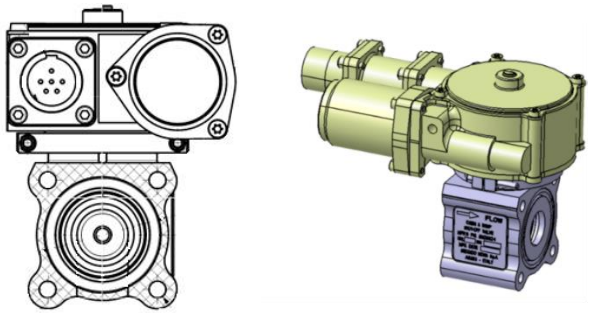
2.2.5 Fuel Shutoff Motor Op Valve. (SM2683-9)

Fuel Shutoff Motor Op Valve di pasang di saluran yang didukung dengan *port.* Disusun oleh motor yang dapat dilepas (90 derajat stroke, dengan posisi saklar ditahan oleh V-Clamp yang dapat diakses) dan rakitan katup yang memanfaatkan penutup jenis bola, yang dijepit oleh seal dengan kuat. Susunan tersebut memastikan pelepasan tekanan dengan arah "terbalik" sekitar 30 hingga 60 psig, untuk mengatasi ekspansi termal bahan bakar dalam saluran tertutup.

Komponen inilah yang daat membuka dan menutup jalur untuk *engine feed* dan menghubungkan dengan tempat pengisian bahan bakar.

Electrical connector Mating : D38999/20WB98PN

Mechanical : Oring Size AS568C-123 (Type 2)



Gambar 2.10 Fuel Shutoff Motor Op Valve (SM2683-9)

Tabel 2.3 Spesifikasi *Fuel Shutoff Motor Op Valve* (SM2683-9)

MASS :	0.500 kg MAX (CALCULATED)
FLUID TEMPERATURE:	-47°C TO +60°C
AMBIENT TEMPERATURE:	-55 °C TO -70 °C
ALTITUDE:	-1000 ft UP TO 45000 ft
OPERATING PRESSURE:	30 psig (207 kPag)
PROOF PRESSURE:	60 psig (414 kPag)
BURST PRESSURE:	90 psig (620 kPag)

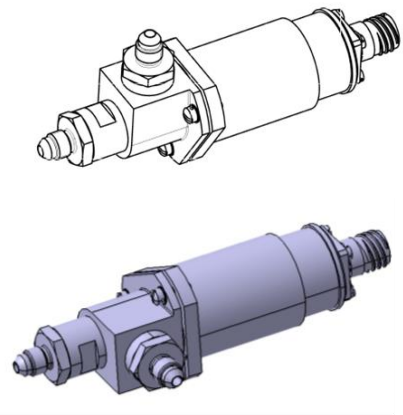
2.2.6 Motive Flow Shutoff Solenoid Op Valve (SM2724-1)

Komponen ini dipasang di luar tangki. Instalasi yang digunakan adalah penjepit di sekitar kerangka

solenoid. Katup ini adalah *direct solenoid*, tipe *normally open*, dirancang agar seimbang dengan tekanan diferensial: kebocoran katup ini dapat dikendalikan di seluruh bagian, hal tersebut karena adanya kemungkinan adanya udara yang bocor selama mesin PT6A-65B mulai beroperasi. *Motive Flow Shutoff Solenoid Op Valve* sebenarnya dirancang untuk beroperasi bersama dengan booster ejector.

Fungsi: Mengontrol *motive flow line* yang menyalurkan energi ke ejektor booster

Model Part Number : SM2724-1



Gambar 2.11 Motive Flow Shutoff Solenoid Op Valve

Tabel 2.4 Spesifikasi *Motive Flow Shutoff Solenoid Op* Valve SM2724-1

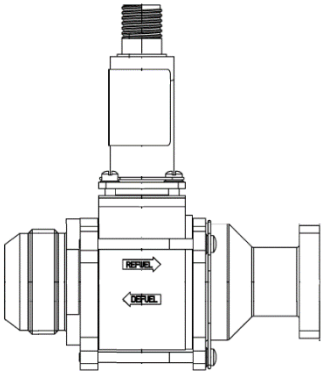
MASS :	0.500 kg MAX
ALTITUDE:	SL TO 35.000 ft
FLUID TEMPERATURE:	-55 TO +70 °C
AMBIENT TEMPERATURE:	-55 TO +70 °C
STORAGE TEMPERATURE:	-55 °C TO +85 °C
RATED FLOW	500 PPH
PRES. DROP AT RATED FLOW	5 PSI MAX
OPERATING PRESSURE:	1379 kPa (800 PSI)
PROOF PRESSURE:	11031 kPa (1600 PSI)
BURST PRESSURE:	16547 kPa (2400 PSI)
OPERATION TIME	1 s MAX

2.2.7 Refueling Shut Off Valve (SM2397-6)

Katup ini digunakan untuk mengontrol pengiriman bahan bakar untuk mengontrol tekanannya dan pengisian bahan bakar hisap mengalir ke (dari) kompartemen tangki melalui *Single Point Connection.*

Komponen ini memberi perintah pada listrik untuk dikirimkan pada bahan bakar dengan kuantitas yang dikehendaki serta sebagai fungsi *pre-check.* Memperhatikan perangkat pembatas aliran yang memungkinkan turunnya tekanan rendah hingga aliran nominal untuk pengisian bahan bakar dengan cepat pada *low cart pressure*, sekaligus untuk mencegah aliran

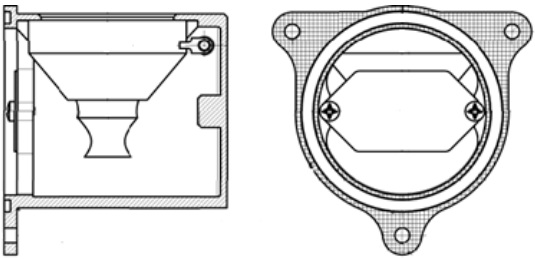
berlebih (sesuai dengan katup pelepas yang diusulkan) pada tekanan tinggi.



Gambar 2.12 Refueling Shut Off Valve

2.2.8 Vent Float Valve (SM3376-1)

Katup *Vent Float* dipasang di dalam *vent tank*, condong ke bagian atas tangki, terdapat tulang rusuk pemisah sebagai saluran bukaan; hal ini mengakibatkan tingkat bahan bakar yang tinggi sehingga mencapai kapasitas tangki yang maksimal.



Gambar 2.13 Vent Foat

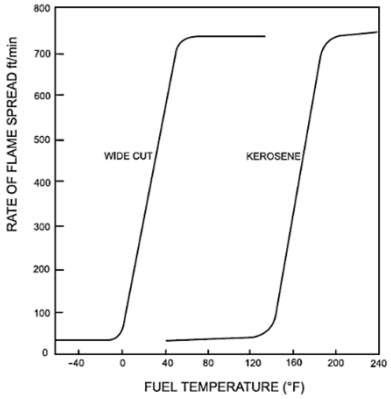
2.2.9 Surge Tank

Surge tank merupakan bagian dari *fuel tank* yang terletak pada bagian paling luar sayap pesawat yang berfungsi menampung kelebihan bahan bakar dari *fuel tank*. Ketika *surge tank* menerima tumpahan bahan bakal dari *fuel tank*, *surge tank* akan mengembalikan bahan bakar tersebut ke *fuel tank* ketika ketinggian bahan bakar pada *surge tank* lebih tinggi dibanding ketinggian bahan bakar pada *fuel tank*.

2.3 Jet Fuel

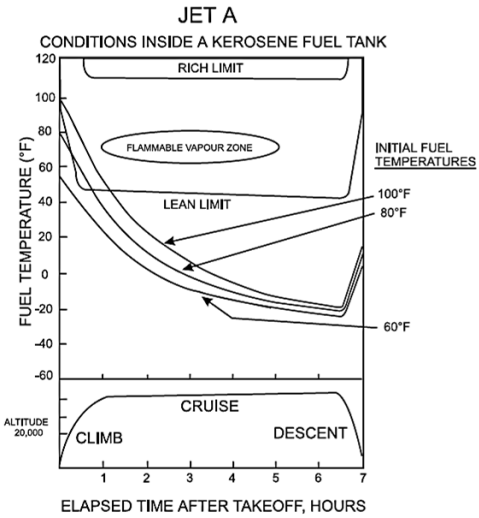
Ketersediaan bahan bakar internasional dengan kualitas umum merupakan kebutuhan kritis bagi transportasi udara agar selalu aman, efisien, dan ekonomis. *American Society of Testing and Materials* (ASTM D) 1655 menentukan tiga kelas bahan bakar turbin penerbangan, yaitu berbasis kerosene (Jet A dan Jet A-1) dengan kisaran titik didih160 hingga 300^{o}C dan berbasis naphtha (Jet B) dengan perkiraan rentang titik didih 50 hingga 300^{o}C). Jet A dan Jet A-1 hanya berbeda pada titik bekunya, yaitu -47^{o}C untuk Jet A-1 dan -40°C untuk Jet A.

Berdasarakan laporan yang diterbitkan oleh AGARD (Advisory Group for Aerospace Research and Development), pesawat dirancang untuk beroperasi pada bahan bakar tipe Jet A atau Jet B. Untuk pesawat terbang angkut komersial menggunakan bahan bakar tipe Jet A. Sedangkan bahan bakar Jet B digunakan dalam operasi komersial, di mana penggunaan bahan bakar dengan *flash point* yang lebih tinggi dibutuhkan pada saat pesawat berada disuhu rendah supaya *engine* bisa terus beroperasi. Namun, sejak awal 1950-an, Jet A, menjadi bahan bakar yang lebih direkomendasikan, karena sangat diyakini bahwa itu lebih aman pada saat di ground maupun dalam kecelakaan. Di Australia, penggunaan bahan bakar tipe Jet B sudah dilarang oleh Department of Civil Aviation.

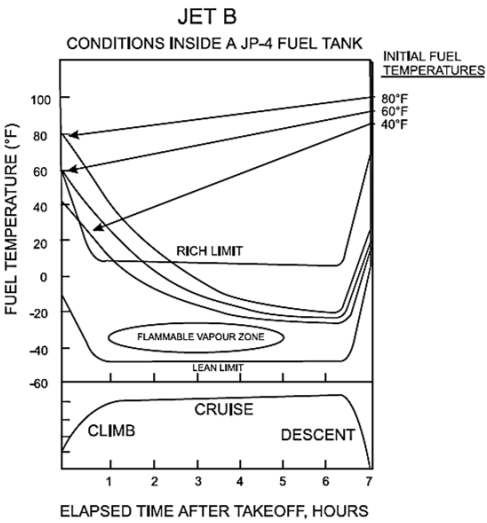


Gambar 2.14 Grafik *Rate of Flame Spread* Bahan Bakar Jet A dan Jet B

Gambar 2.15 menunjukkan presentasi dari keamanan relatif bahan bakar Jet A dan Jet B dalam operasi maskapai penerbangan yang diambil dari Referensi No. 1660 dari Prosiding Konferensi AGARD. Menunjukkan *flammability* zona uap dibandingkan dengan perubahan suhu bahan bakar selama 7 jam penerbangan. Secara umum diasumsikan bahwa suhu bahan bakar di tangki sayap akan ikuti suhu udara sekitar luar, dan dalam contoh ini, paparan terpanjang untuk *flammability* zona uap adalah saat menggunakan bahan bakar Jet B karena zona *Flammability*-nya lebih rendah.



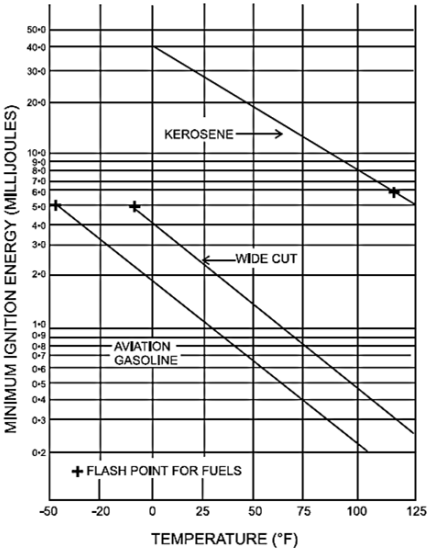
Gambar 2.15 Suhu Bahan Bakar Jet A dalam Penerbangan. Jet Transport Cruising pada 525 Mph. Berdasarkan Data Perusahaan Pesawat Boeing dan Pesawat Udara Dehavilland, Ltd.



Gambar 2.16 Suhu Bahan Bakar Jet B dalam Penerbangan. Jet Transport Cruising pada 525 Mph. Berdasarkan Data Perusahaan Pesawat Boeing dan Pesawat Udara Dehavilland, Ltd.

Gambar 2.17 (untuk semprotan) menunjukkan ada beberapa urutan probabilitas pengapian. Pengamatan ini, ditambah dengan pengetahuan dari beberapa Para Ahli bahwa kabut dan busa bahan bakar dapat memenuhi tangki bahan bakar pada suhu di bawah batas lean kesetimbangan untuk campuran udara dan uap, dapat disimpulkan bahwa

hidupnya sebuah pesawat adalah ketika tangki bahan bakar masih berpotensi beresiko terbakar dan terjadi ledakan.



Gambar 2.17 Energi Minimum *Spark Ignition* Untuk Campuran Bahan Bakar-Udara

2.4 Flammability Analysis

Flammability (kemudahan suatu bahan dapat menyala/terbakar) ditentukan oleh parameter berikut :

2.4.1 Flash Point

Flash Point biasanya hanya diperuntukkan penerbangan yang berbahan bakar kerosen, adalah temperatur saat bahan bakar akan menghasilkan api

(terbakar) jika dikenai sumber api. Namun demikian, kondisi tersebut hanya bertahan beberapa saat saja. Setelah timbul api, maka api akan mati dalam waktu yang tidak lama kemudian. Kenapa seperti itu? Hal ini disebabkan karena kondisi tersebut belum cukup untuk membuat bahan bakar bereaksi untuk menghasilkan api lagi (api yang kontinu).

2.4.2 Autoignition temperature

Autoignition temperature adalah temperatur saat bahan bakar akan menghasilkan api dengan sendirinya tanpa harus ada sumber api. Dalam temperatur ini, bahan bakar hanya membutuhkan oksigen untuk dapat menghasilkan api. Itu membantu untuk mengetahui *Autoignition Temperature* jika bahan bakar diproses di bawah suhu yang tinggi. *Flammability properties* tergantung pada banyak faktor termasuk tekanan, suhu, atmosfer pengoksidasi, dan konsentrasi bahan bakar/udara.

Konsentrasi uap di udara diperlukan untuk mempertahankan pembakaran, dan konsentrasi itu berbeda untuk setiap cairan *flammability*. Tidak seperti

flash point, autoignition temperature tidak memerlukan sumber pengapian untuk menghasilkan nyala api.

2.4.3 Rentang flammabilitas (LFL/UFL)

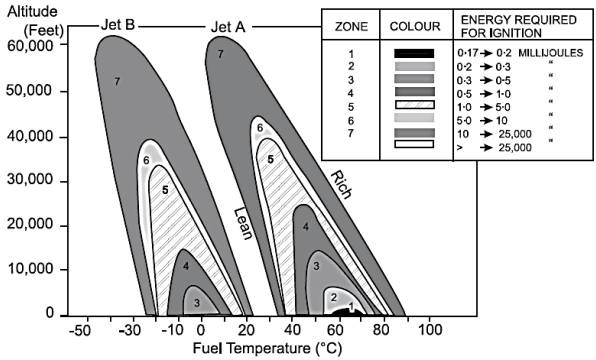
Daerah konsentrasi campuran uap dengan udara dibatasi oleh konsentrasi terendah dan konsentrasi tertinggi yang dikenal sebagai ***Lower Flammability Limits*** **(LFL)** dan ***Upper Flammability Limits*** **(UFL)**. LFL dan UFL sangat penting dalam upaya pencegahan bahaya yang dapat timbul karena adanya pelepasan bahan yang mudah menguap.

Daerah bisa terbakar adalah batas konsentrasi campuran antara uap bahan bakar dengan O_2 yang dapat terbakar, yang dibatasi oleh batas bisa terbakar bawah (*Lower Flammable Limit*) dan batas bisa terbakar atas (*Upper Flammable Limit).*

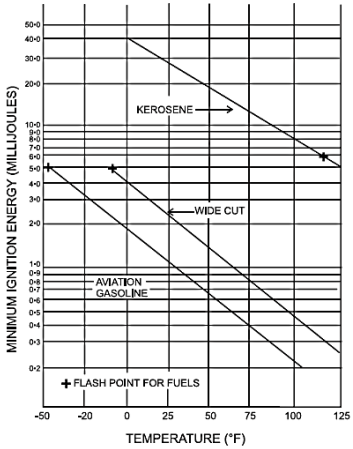
2.4.3.1 Energi penyalaan minimum dalam tangki bahan bakar

Minimum Ignition Energy (MIE) adalah energi terendah atau minimum yang dapat mengakibatkan terjadinya kebakaran uap bahan bakar. *Minimum Ignition Energy* (MIE) memiliki variasi yang dipengaruhi oleh

suhu, tekanan, dan banyaknya uap bahan bakar. Energi tersebut dihasilkan oleh pelepasan muatan listrik statis yang dilepaskan dari sirkuit listrik kapasitif. Kapasitif energi adalah jumlah energi yang ditentukan berdasarkan kapasitansi (kemampuan untuk menyerap dan menyimpan energi dalam waktu sesaat) benda elektrik. Kapasitor akan menghasilkan energi yang mampu menjadi percikan yang dapat mengakibatkan *ignite*. Percikan bisa terjadi karena adanya kemungkinan rusaknya alat yang memiliki sifat kapasitansi, misalnya Fuel Level Probe (sebuah alat ukur banyaknya bahan bakar di dalam tangki). Namun energi bisa berasal dari banyak hal bukan hanya dari fuel level probe namun juga bisa dari pompa, kabel yang tercabik, dari petir, maupun static discharge. Jumlah minimum energi yang dibutuhkan untuk pelepasan percikan api untuk menyalakan campuran bahan bakar/udara hidrokarbon yang optimal adalah 0,25 hingga 1 mJ.



Estimaai *Minimum Electrical Ignition Energies* untuk bahan bakar Jet A/Jet A-1 dan Jet B



Minimum Spark Ignition Energies For Fuel-Air Spray Mixtures

Demi menyederhanakan perhitungan probabilitas pengapian, rumus perhitungan yang digunakan adalah sebagai berikut :

$$\mathrm{Ln}\,(E_{ign})_{min} = \frac{0.063Z - 1.395}{(1 - Z/67)^{0.5}}$$

Minimum Ignition energy (MIE) dalam tangki bahan bakar sebagai fungsi dari ketinggian h_a dapat dinyatakan sebagai berikut :

$$E_i(h_a) = 10^{-3} exp[f(h_a)]$$

$$f(h_a) = \left[\frac{2.067 \times 10^{-4} h_a - 1.395}{(1 - h_a/2.043 \times 10^4)^{0.5}}\right]$$

dan h_a adalah ketinggian. Termasuk suhu bahan bakar T_f, MIE dapat dinyatakan sebagai fungsi dari dua variabel h_a dan T_f, yaitu :

$$T_{min}(h_a) = T_{fp} - 5.55 - \frac{5}{9}(0.00492 h_a - 32),$$

di mana suhu minimum titik nyala :

$$E_i(h_a, T_f) = 10^{-3} exp\left[f(h_a) + + a\left(\frac{9(T_f - T_{min})}{5} + 32\right)\right]$$

koefisien proporsionalitas :

$$a(h_a) = 2.841 \times 10^{-7} h_a + 6.73 \times 10^{-3},$$

dimana :

h_a = Z = ketinggian atau *altitude*

E_i = E_{ign} = E *ignation*

T_f = *Fuel Temperature*

T_{fp} = *Temperature flash point*

T_{min} = *Temperature minimum*

2.5 Jet A-1

Seiring dengan berkembangnya industri pesawat terbang dari bermesin piston yang mengakar dari mesin Internal Combustion Engine berbasis piston yang biasa digunakan pada otomotif, bermunculan mesin pesawat dengan sistem pembakaran yang jauh berbeda yaitu dengan menggunakan turbin atau biasa kita kenal dengan istilah mesin jet.

Walaupun secara umum terdapat 2 jenis mesin jet, yaitu mesin jet dengan tipe propeller (menggunakan baling-baling) serta mesin jet tipe Propulsion (Tanpa baling-baling seperti yang kita sering lihat pada pesawat terbang komersil seperti Boeing seri 7, ataupun Airbus seri A), secara prinsip pada inti mesinnya menggunakan teknik pembakaran yang sama, yaitu dengan menggunakan turbin.

2.5.1 Spesifikasi *Jet A-1 Fuel*

Jet A1 memiliki titik beku dibawah -47°C yang merupakan hal penting karena ketika pesawat terbang sedang menjelajah di udara pada ketinggian 30.000 hingga 40.000 kaki, pesawat terekspose pada suhu yang sangat dingin hingga -45°C. Karena jet A1 memiliki titik beku yang masih di bawah suhu tersebut, bahan bakar ini tidak akan membeku sehingga menjamin pasokan bahan bakar dari tangki bahan bakar pesawat menuju mesin dapat berjalan dengan lancar. Avtur ini memiliki warna yang bening transparan, sehingga cukup sulit dibedakan dengan air biasa tetapi tetap memiliki aroma yang khas bahan bakar.

2.5.2 *Flammability Properties*

Menurut ASTM D 1655 *Flammability Properties* untuk Jet A-1 adalah suhu distilasi, *flash point*, dan panas hasil pembakaran. Dari sifat-sifat tersebut, *Flash Point* adalah pengukuran yang terkait dengan *flammability hazard* bahan bakar pada saat *grounding* maupun *flight.* Tekanan uap bahan bakar bergantung pada suhu serta jumlah uap di dalam ruang ullage, dengan demikian *Flammability limits* bisa dikontrol.

Di tangki bahan bakar mengisi sebagian ruangan, molekul hidrokarbon menguap dan mengisi ruang uap di sebagian ruang tangki yang tidak terisi bahan bakar. Jika ruang di atas cairan bahan bakar ditutup, uap akan menumpuk sampai mencapai titik kesetimbangan. Apabila suhunya tetap konstan dan tidak ada turbulensi, maka jumlah molekul bahan bakar yang menguap sama dengan jumlah molekul bahan bakar yang kembali ke permukaan cair. Sebagaimana yang telah ditentukan oleh ASTM D323, didasarkan pada Metode Reid tekanan absolut yang digunakan adalah 100°F. Prosedur ASTM D323 dirancang untuk cairan dengan tinggi tekanan uap seperti bensin. Sebagai contoh, tekanan uap bensin ditentukan dalam kisaran 5-10 pound per inci persegi (psi), sedangkan untuk Jet A-1 tekanan uapnya adalah 100°F kurang dari 1 psi. Untuk cairan dengan tekanan uap lebih rendah, *flash point* digunakan untuk memperkirakan pada suhu berapa uap bisa mencapai pengapian.

2.6 *Flammability Limits*

Campuran antara udara dengan bahan bakar dianggap mudah terbakar ketika rambatan api dipertahankan setelah dinyalakan. Batas mudah terbakar secara konvensional

diukur dari fraksi volume bahan bakar minimum (mol) XLFL dimana LFL mengacu pada batas mudah terbakar yang lebih rendahdan konsentrasi uap bahan bakar maksimum XUFL, dimana UFL mengacu pada batas mudah terbakar.

Ketika jumlah bahan bakar di LFL dinyatakan sebagai rasio massa bahan bakar dibagi dengan udara FLFL, maka nilai pembatasnya sama untuk semua bahan bakar. Yaitu 0,035 hingga 0,040. Dari pengukuran yang telah dilakukan, pada suhu 100oC pembakaran tidak sempurna dapat terjadi pada jumlah bahan bakar serendah f = 0,025. Kemudian pengukuran dengan kerosene (Zabetakis dan Rosen 1957) uap menunjukan batas konsentrasi sekitar f = 0,040. Untuk pengukuran lain dari batas mudah terbakar yang tidak tergantung pada zat adalah kadar energi pada LFL.

Untuk bahan bakar cair, cara konvensional untuk mengetahui tingkat mudah terbakar adalah dengan memberikan suhu titik nyala (flash point temperature) sebagaimana ditentukan oleh uji laboratorium standar (ASTM D56 1988). Untuk zat murni, suhu titik nyala Tflash dapat ditentukan dari batas konsentrasi flammability yang diukur, tekanan uap, dan massa molar.

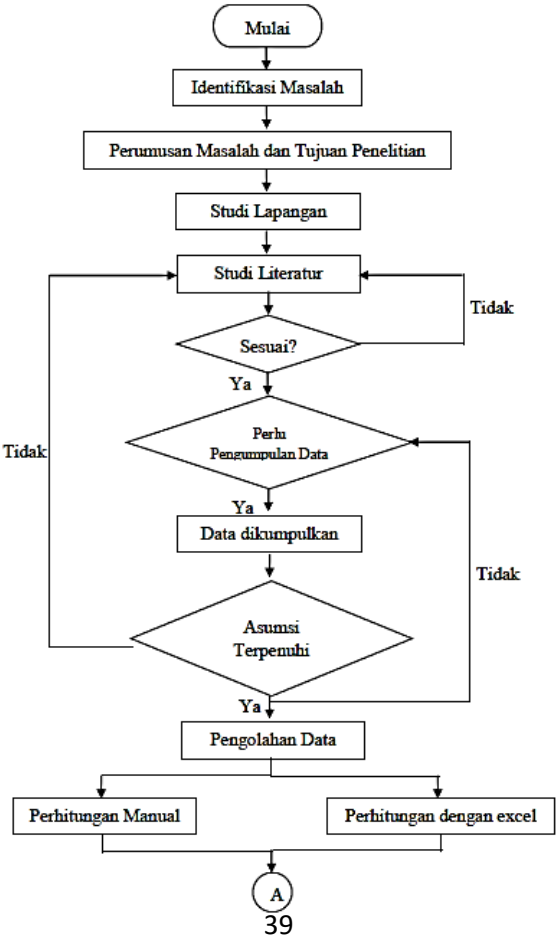
BAB III
METODOLOGI

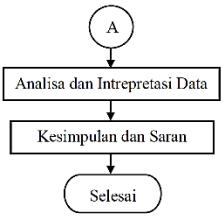
BAB III
METODOLOGI

3.1 Diagram Alir (*Flowchart)*

Berikut ini adalah Flowchart Analisa Grafik Flammabiliy Jet A1 Fuel pada Pesawat N219 :

3.1.1 Flowchart Grafik Flammability





Gambar 3.1 Diagram Alir *Flammability Analysis* Pesawat N-219

3.2 Penjelasan Diagram Alir *Flammability Analysis* pada Pesawat N-219

Penelitian Tugas Akhir ini dilakukan untuk mengetahui zona *flammability* dari pesawat N-219 dengan variasi *altitude*. Untuk mendapatkan hasil yang baik, diperlukan langkah-langkah penelitian yang tepat dan berurutan. Hal ini dimaksudkan untuk memberikan kemudahan bagi peneliti dalam pembuktian kebenaran, analisa, dan perbaikan kesalahan yang juga berguna bagi pengembangan selanjutnya. Dalam bagian ini akan diuraikan langkah-langkah penelitian yang akan dilakukan peneliti dalam memecahkan permasalahan sehingga penelitian ini dapat terselesaikan dengan baik. Pada dasarnya, metodologi penelitian yang dilakukan peneliti dapat dibedakan menjadi tiga tahapan utama, yaitu tahap persiapan, tahap pengumpulan dan pengolahan data, serta

tahap analisa dan kesimpulan. Secara skematis, metodologi penelitian ini ditunjukkan dalam gambar 3.1

3.2.1 Tahap Persiapan

Tahap persiapan ini merupakan tahap pengumpulan informasi awal untuk mengidentifikasi, merumuskan, dan menentukan tujuan dari pemecahan masalah dengan mempertimbangkan pengetahuan berdasarkan literatur yang ada.

3.2.1.1 Identifikasi Masalah

Sebagai langkah awal dalam penelitian ini, maka masalah yang ingin diselesaikan/diteliti harus diidentifikasikan secara jelas untuk menghindari kerancuan yang dapat timbul, serta menentukan studi kasus yang bagaimana yang akan digunakan. Masalah yang diangkat yaitu analisa *flammability* bahan bakar Jet A-1 pesawat N-219 di PT Dirgantara Indonesia.

3.2.1.2 Perumusan Masalah dan Tujuan Penelitian

Setelah masalah teridentifikasi, maka dilanjutkan dengan perumusan masalah yang ada secara rinci agar diketahui secara tepat pokok permasalahannya. Selain itu, ditentukan pula tujuan apa saja yang ingin dicapai dengan diadakannya penelitian ini sehingga memberi pedoman

pula pada penelitian ini pembahasan permasalahan lebih fokus dan tidak terjadi penyimpangan dalam pelaksanaannya.

3.2.1.3 Studi Lapangan

Sebagai observasi awal, dilakukan studi lapangan di perusahaan tempat studi kasus dilaksanakan, dalam hal ini di PT Dirgantara Indonesia. Observasi ini dimaksudkan agar peneliti memperoleh gambaran umum tentang sistem yang akan diteliti dan memahami permasalahan yang telah dirumuskan sebelumnya, bagaimana implementasinya di lapangan.

3.2.1.4 Studi Literatur

Studi literatur ini dilakukan untuk memperoleh dan lebih memahami teori-teori yang berhubungan dengan pemecahan masalah. Selain itu juga untuk mengetahui penelitian-penelitian terdahulu yang telah dilakukan untuk meyakinkan bahwa yang diteliti saat ini belum pernah dilakukan atau merupakan pengembangan dari penelitian terdahulu. Konsep yang harus dipahami oleh peneliti antara lain *A Review of the Flammability Hazard of Jet A Fuel Vapor in Civil Transport Aircraft Fuel Tanks* buku yang diterbitkan oleh *Office of Aviation Research Washington, D.C. 20591*. Serta buku dari N. J. Nestor

yang berjudul *Investigation Of Turbine Fuel Flammability Within Aircraft Fuel Tanks.* Beberapa buku Julian J. Lee and Joseph E. Shepherd mengenai *Spark Ignition Measurements in Jet A.* Dan juga jurnal dari Jacek F. Gieras, University Of Technology And Life Sciences mengenai *Electrical Ignition of Fuel-Air Mixture in Aircraft Fuel Tanks.*

3.2.2 Tahap Pengumpulan dan Pengolahan Data

Tahap pengumpulan dan pengolahan data ini dilakukan untuk memperoleh bahan penelitian sesuai dengan tujuan penelitian yang telah ditetapkan.

3.2.2.1 Pengambilan Data

Data-data yang dibutuhkan dalam penelitian ini diperoleh dari dokumen perusahaan, dari pengamatan, maupun dari hasil wawancara dengan karyawan perusahaan. Pengambilan data dilakukan di perusahaan sesuai dengan batasan yang telah ditetapkan, yaitu data *flight test* Pesawat N-219 (Flight Data PD1 OPS192).

3.2.2.2 Pengolahan Data

Pengolahan data dilakukan berdasarkan literatur yang digunakan dengan asumsi-asumsi yang telah ditetapkan sebelumnya. Pengolahan data dilakukan dengan bantuan *software Microsoft Excel*.

3.2.3 Tahap Analisa dan Kesimpulan

Tahap akhir ini terdiri dari tahap analisa dan interpretasi data serta tahap kesimpulan dan saran.

3.2.3.1 Analisa dan Interpretasi Data

Dari hasil pengolahan data yang telah dilakukan maka dapat diinterpretasikan sehingga lebih mudah dimengerti maksudnya dan dilakukan analisa yang lebih mendalam. Dari analisa ini dapat diketahui zona *flammability* bahan bakar Jet A-1 pada Pesawat N-219 dengan variasi *altitude* serta energi minimun yang diperlukan bahan bakar Jet A-1 Pesawat N219 untuk memulai ledakan.

3.2.3.2 Kesimpulan dan Saran

Setelah semua pengolahan, interpretasi, dan analisa data maka ditarik suatu kesimpulan yang merupakan ringkasan akhir dari hasil yang mampu menjawab tujuan penelitian yang dilakukan. Setelah itu diberikan pula saran-saran, baik untuk perusahaan maupun untuk penelitian mendatang yang berupa perbaikan maupun pengembangan dari penelitian yang telah dilakukan demi kemajuan bersama.

BAB IV
ANALISA DAN PEMBAHASAN

BAB IV
ANALISA DAN PEMBAHASAN

4.1 Menghitung Ln (E_{ign}) $_{min}$

E_{ign} adalah percikan energi yang dibutuhkan untuk pengapian. Dimana E_{ign} dimasukkan dalam mJ dan Z dalam 1000 ft. Contoh perhitungannya adalah sebagai berikut :

Diketahui :

Z = 0 ft

T_{fp} = 100,4°F

Eign = 0,25 mJ

$$\text{Ln}(Eign)\,min = \frac{0{,}063Z - 1{,}395}{\left(1 - \frac{Z}{67}\right)^{0{,}5}}$$

$$\text{Ln}(Eign)\,min = \frac{(0{,}063 \times 0) - 1{,}395}{\left(1 - \frac{0}{67}\right)^{0{,}5}}$$

$$\text{Ln}(Eign)\,min = \frac{-1{,}395}{1}$$

$$\text{Ln}(Eign)\,min = -1{,}395 \text{ mJ}$$

4.2 Menghitung T_{min}

Temperatur minimum (T_{min}) *flash point* yang dihitung dengan fungsi *flash point* bahan bakat (T_{fp}) dan *Altitude* (Z). Contoh perhitungannya adalah sebagai berikut :

Diketahui :

Z = 0 ft

T_{fp} = 100,4°F

E_{ign} = 0,25 mJ

$$Tmin = Tfp + 22 - (1{,}5 \times Z)$$

$$Tmin = 100{,}4 + 22 - (1{,}5 \times 0)$$

$$Tmin = 122{,}4\ ^{o}\mathrm{F}$$

4.3 Menghitung T_{fuel}

Untuk mendapatkan nilai T_{fuel}, sebelumnya harus mengetahui nilai $Ln(E_{ign})$, $Ln(E_{ign})_{min}$, T_{min}, serta a. Semua nilai yang dibutuhkan sudah didapatkan melalui perhitungan sebelumnya. Sedangkan nilai a dapat diperoleh dari rumus :

$$Ln\,(E_{ign}) = Ln(E_{ign})_{min} + a\,(T_{fuel} - T_{min})^2$$

dimana koefisien prorsionalitasnya :

$$a = 8.66\,10^{-5}\,Z + 6.73\,10^{-3}$$

4.3.1 Menghitung nilai a

Diketahui :

Z = 0 ft

T_{fp} = 100,4°F

E_{ign} = 0,25 mJ

$$a = (8{,}66 \times 10^{-5} \times Z) + (6{,}73 \times 10^{-3})$$

$$a = (8{,}66 \times 10^{-5} \times 0) + (6{,}73 \times 10^{-3})$$

$$a = 0{,}00673$$

4.3.2 Menghitung nilai Tfuel

Diketahui :

$Ln(E_{ign})_{min}$ = -1,395

a = 0,00673

T_{min} = 122,4

$$Tfuel = Tmin \pm \sqrt{\frac{\ln(Eign) - \ln(Eign)\,min}{a}}$$

$$Tfuel = 122{,}4 \pm \sqrt{\frac{\ln(0{,}25) - (-1{,}395)}{0{,}00673}}$$

$$Tfuel = 122{,}4 \pm \sqrt{\frac{-1{,}38629 - (-1{,}395)}{0{,}00673}}$$

$Tfuel = 123{,}5373$ ^{o}F $\quad Tfuel = 121{,}2627$ ^{o}F

Berikut adalah tabel hasil perhitungan seperti contoh diatas dengan *altitude* dan *ignition* yang berbeda :

Tabel 4.2 Perhitungan dengan nilai Eign 0,25 mJ

Z (1000 ft)	E_{ign} (mJ)	In E_{ign}	In $(E_{ign})_{min}$	a	T_{fp} °F	T_{min} °F	T_{fuel} (+) °F	T_{fuel} (-) °F	T_{fuel} (+) °C	T_{fuel} (-) °C
0	0,25	-1,38629	-1,395	0,00673	100,4	122,4	123,5373	121,2627	50,854	49,590
0,1	0,25	-1,38629	-1,38974	0,006739	100,4	122,25	122,9648	121,5352	50,536	49,741
0,11	0,25	-1,38629	-1,38921	0,00674	100,4	122,235	122,8928	121,5772	50,496	49,765
0,13	0,25	-1,38629	-1,38816	0,006741	100,4	122,205	122,7307	121,6793	50,4059	49,821
0,15	0,25	-1,38629	-1,3871	0,006743	100,4	122,175	122,5214	121,8286	50,2896	49,904
0,151	0,25	-1,38629	-1,38705	0,006743	100,4	122,173	122,5085	121,8385	50,2824	49,910
0,153	0,25	-1,38629	-1,38695	0,006743	100,4	122,170	122,4812	121,8598	50,2673	49,922
0,165	0,25	-1,38629	-1,38631	0,006744	100,4	122,152	122,2052	122,0998	50,1139	50,055

Tabel 4.1 Perhitungan dengan nilai Eign 1 mJ

Z (1000 ft)	E_{ign} (mJ)	In E_{ign}	In $(E_{ign})_{min}$	a	T_{fp} °F	T_{min} °F	T_{fuel} (+)°F	T_{fuel} (-)°F	T_{fuel} (+) °C	T_{fuel} (-) °C
0	1	0	-1,395	0,00673	100,4	122,4	136,7973	108,0027	58,22069	42,223
10	1	0	-0,82939	0,007596	100,4	107,4	117,8493	96,95068	47,69407	36,083
20	1	0	-0,16118	0,008462	100,4	92,4	96,7644	88,0356	35,98022	31,130
21	1	0	-0,08689	0,008549	100,4	90,9	94,08822	87,71178	34,49345	30,950
22	1	0	-0,01098	0,008635	100,4	89,4	90,52772	88,27228	32,5154	31,262
22,1	1	0	-0,0033	0,008644	100,4	89,25	89,86771	88,63229	32,14873	31,462
22,13	1	0	-0,00099	0,008646	100,4	89,205	89,54334	88,86666	31,96852	31,592
22,1425	1	0	-2,7E-05	0,008648	100,4	89,1862	89,24264	89,12986	31,80147	31,738

Tabel 4.3 Perhitungan dengan nilai Eign 10 mJ

Z (1000 ft)	E_{ign} (mJ)	In E_{ign}	In $(E_{ign})_{min}$	a	T_{fp} °F	T_{min} °F	T_{fuel} (+) °F	T_{fuel} (-) °F	T_{fuel} (+) °C	T_{fuel} (-) °C
0	10	2,302585	-1,395	0,00673	100,4	122,4	145,8397	98,96033	63,24426	37,20018
10	10	2,302585	-0,82939	0,007596	100,4	107,4	127,7057	87,09434	53,16981	30,60797
20	10	2,302585	-0,16118	0,008462	100,4	92,4	109,4633	75,33668	43,03518	24,07593
30	10	2,302585	0,666104	0,009328	100,4	77,4	90,64528	64,15472	32,58071	17,86373
40	10	2,302585	1,772181	0,010194	100,4	62,4	69,61325	55,18675	20,89625	12,88153
41	10	2,302585	1,907072	0,010281	100,4	60,9	67,10256	54,69744	19,50142	12,60969
43	10	2,302585	2,195468	0,010454	100,4	57,9	61,10105	54,69895	16,16725	12,61053
43,65	10	2,302585	2,295183	0,01051	100,4	56,925	57,76424	56,08576	14,31347	13,38098

Tabel 4.4 Perhitungan dengan nilai Eign 100 mJ

Z (1000 ft)	E_{ign} (mJ)	In E_{ign}	In $(E_{ign})_{min}$	a	T_{fp} °F	T_{min} °F	T_{fuel} (+) °F	T_{fuel} (-) °F	T_{fuel} (+) °C	T_{fuel} (-) °C
0	100	4,60517	-1,395	0,00673	100,4	122,4	152,258	92,541	66,8105	33,63393
10	100	4,60517	-0,82939	0,00759	100,4	107,4	134,147	80,652	56,7488	27,02894
20	100	4,60517	-0,16118	0,00846	100,4	92,4	116,133	68,666	46,74068	20,37043
30	100	4,60517	0,666104	0,00932	100,4	77,4	97,949	56,850	36,63864	13,8058
40	100	4,60517	1,772181	0,0101	100,4	62,4	79,070	45,729	26,15031	7,627467
50	100	4,60517	3,484096	0,011	100,4	47,4	57,467	37,332	14,14884	2,962267
54	100	4,60517	4,556308	0,0114	100,4	41,4	43,469	39,330	6,372065	4,072379
54,15	100	4,60517	4,604403	0,01141	100,4	41,175	41,4342	40,915	5,2412	4,953191

Tabel 4.5 Perhitungan dengan nilai Eign 1000 mJ

Z (1000 ft)	E_{ign} (mJ)	In E_{ign}	In $(E_{ign})_{min}$	a	T_{fp} °F	T_{min} °F	T_{fuel} (+) °F	T_{fuel} (-) °F	T_{fuel} (+) °C	T_{fuel} (-) °C
0	1000	6,907755	-1,395	0,00673	100,4	122,4	157,524	87,27603	69,7355	30,7089
15	1000	6,907755	-0,5108	0,008029	100,4	99,9	130,2969	69,50313	54,6093	20,8350
30	1000	6,907755	0,666104	0,009328	100,4	77,4	103,2676	51,53244	39,5930	10,8513
45	1000	6,907755	2,512977	0,010627	100,4	54,9	75,23589	34,56411	24,0199	1,4245
50	1000	6,907755	3,484096	0,01106	100,4	47,4	64,99413	29,80587	18,3300	-1,2189
55	1000	6,907755	4,891219	0,011493	100,4	39,9	53,14605	26,65395	11,7478	-2,9700
59	1000	6,907755	6,719773	0,011839	100,4	33,9	37,88468	29,91532	3,26926	-1,1581
59,3	1000	6,907755	6,905178	0,011865	100,4	33,45	33,91603	32,98397	1,06445	0,5466

Tabel 4.6 Perhitungan dengan nilai Eign 10000 mJ

Z (1000 ft)	E_{ign} (mJ)	In E_{ign}	In $(E_{ign})_{min}$	a	T_{fp} °F	T_{min} °F	T_{fuel} (+) °F	T_{fuel} (-) °F	T_{fuel} (+) °C	T_{fuel} (-) °C
0	10000	9,21034	-1,395	0,00673	100,4	122,4	162,0967	82,70327	72,2759	28,1684
15	10000	9,21034	-0,5108	0,008029	100,4	99,9	134,6959	65,10412	57,0532	18,3911
30	10000	9,21034	0,666104	0,009328	100,4	77,4	107,6651	47,13488	42,0361	8,40826
45	10000	9,21034	2,512977	0,010627	100,4	54,9	80,00421	29,79579	26,669	-1,2245
50	10000	9,21034	3,484096	0,01106	100,4	47,4	70,15398	24,64602	21,1966	-4,0855
55	10000	9,21034	4,891219	0,011493	100,4	39,9	59,28568	20,51432	15,1587	-6,3809
60	10000	9,21034	7,378648	0,011926	100,4	32,4	44,79307	20,00693	7,1072	-6,6628
62	10000	9,21034	9,191769	0,012099	100,4	29,4	30,63891	28,16109	-0,7561	-2,1327

Tabel 4.7 Perhitungan dengan nilai Eign 20000 mJ

Z (1000 ft)	E_{ign} (mJ)	In E_{ign}	In $(E_{ign})_{min}$	a	T_{fp} °F	T_{min} °F	T_{fuel} (+) °F	T_{fuel} (-) °F	T_{fuel} (+) °C	T_{fuel} (-) °C
0	20000	9,903488	-1,395	0,00673	100,4	122,4	163,3735	81,42654	72,9852	27,4591
10	20000	9,903488	-0,82939	0,007596	100,4	107,4	144,9894	69,81057	62,7719	21,0058
20	20000	9,903488	-0,16118	0,008462	100,4	92,4	126,8876	57,91237	52,7153	14,3957
30	20000	9,903488	0,666104	0,009328	100,4	77,4	108,8688	45,9312	42,7048	7,7395
40	20000	9,903488	1,772181	0,010194	100,4	62,4	90,64281	34,15719	32,5793	1,1984
50	20000	9,903488	3,484096	0,01106	100,4	47,4	71,49181	23,30819	21,9398	-4,8287
60	20000	9,903488	7,378648	0,011926	100,4	32,4	46,95022	17,84978	8,3056	-7,8612
62,55	20000	9,903488	9,877706	0,012147	100,4	28,575	30,03188	27,11812	-1,0933	-2,7121

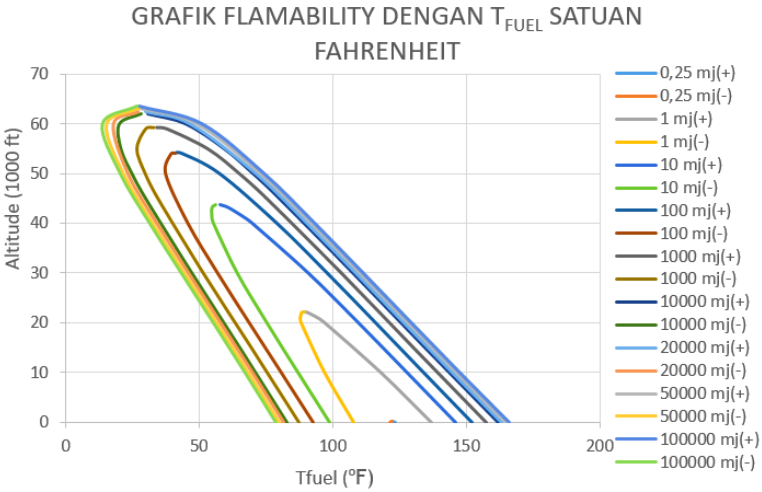
Tabel 4.8 Perhitungan dengan nilai Eign 50000 mJ

Z (1000 ft)	E_{ign} (mJ)	In E_{ign}	In $(E_{ign})_{min}$	a	T_{fp} °F	T_{min} °F	T_{fuel} (+) °F	T_{fuel} (-) °F	T_{fuel} (+) °C	T_{fuel} (-) °C
0	50000	10,81978	-1,395	0,00673	100,4	122,4	165,0025	79,79748	73,8902	26,5541
10	50000	10,81978	-0,82939	0,007596	100,4	107,4	146,5611	68,23888	63,6450	20,1327
20	50000	10,81978	-0,16118	0,008462	100,4	92,4	128,4233	56,37668	53,5685	13,5426
30	50000	10,81978	0,666104	0,009328	100,4	77,4	110,3927	44,40734	43,5514	6,8929
40	50000	10,81978	1,772181	0,010194	100,4	62,4	92,19163	32,60837	33,4397	0,3379
50	50000	10,81978	3,484096	0,01106	100,4	47,4	73,15388	21,64612	22,8632	-5,7521
60	50000	10,81978	7,378648	0,011926	100,4	32,4	49,38647	15,41353	9,6591	-9,2147
63,175	50000	10,81978	10,81898	0,012201	100,4	27,63	27,89284	27,38216	-2,2817	-2,5654

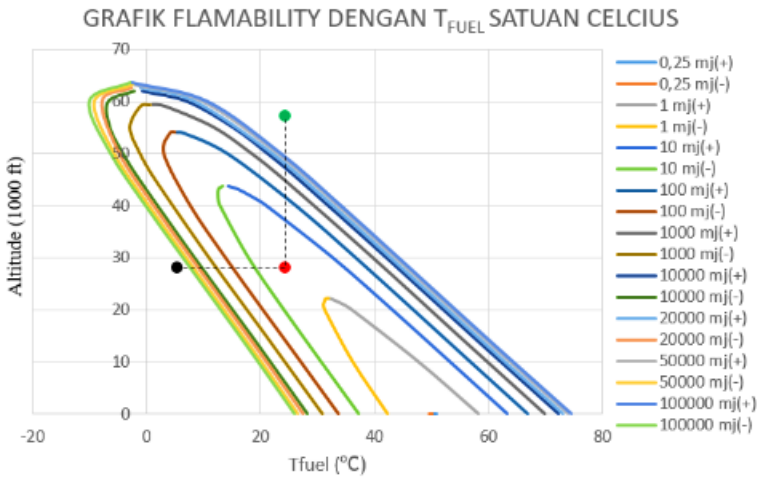
Tabel 4.9 Perhitungan dengan nilai Eign 100000 mJ

Z (1000 ft)	E_{ign} (mJ)	In E_{ign}	In $(E_{ign})_{min}$	a	T_{fp} °F	T_{min} °F	T_{fuel} (+) °F	T_{fuel} (-) °F	T_{fuel} (+) °C	T_{fuel} (-) °C
0	100000	11,51293	-1,395	0,00673	100,4	122,4	166,1946	78,60539	74,55256	25,89188
10	100000	11,51293	-0,82939	0,007596	100,4	107,4	147,7094	67,09064	64,28298	19,4948
20	100000	11,51293	-0,16118	0,008462	100,4	92,4	129,5429	55,25714	54,19048	12,92063
30	100000	11,51293	0,666104	0,009328	100,4	77,4	111,5002	43,2998	44,16678	6,277664
40	100000	11,51293	1,772181	0,010194	100,4	62,4	93,31176	31,48824	34,06209	-0,28431
50	100000	11,51293	3,484096	0,01106	100,4	47,4	74,34316	20,45684	23,52398	-6,41287
60	100000	11,51293	7,378648	0,011926	100,4	32,4	51,01883	13,78117	10,56602	-10,1216
63,558	100000	11,51293	11,51149	0,012234	100,4	27,063	27,40509	26,72091	-2,55273	-2,93283

Dari tabel-tabel diatas, seluruh data diolah kemudian dapat dijadikan grafik *altitude* (Z) *vs* T_{fuel} seperti pada gambar di bawah ini. Grafik tersebut menunjukkan zona *flammable* pada pesawat N-219 dengan bahan bakar Jet-A1.



Gambar 4.1 Grafik *Flamability* dengan T_{fuel} Menggunakan Satuan Fahrenheit



Gambar 4.2 Grafik *Flamability* dengan T_{fuel} Menggunakan Satuan Celcius

4.4 Penjelasan Grafik Zona Flammable *Altitude* vs T_{fuel}

Flammability Analysis adalah analisa mengenai seberapa besar energi minimal yang dibutuhkan untuk mencapai kondisi mudah terbakar. Dari pengertian tersebut, jika dilihat pada Gambar 4.2 Grafik Flamability dengan T_{fuel} Menggunakan Satuan Celcius, diambil sampel sebanyak 3 titik dengan koordinat yang berbeda. Berikut uraian dari setiap titik :

a) Titik 1 yang diberi tanda dengan warna merah, titik tersebut berada pada suhu 25^{o}C dan pada *altitude* 28.000 ft. Menunjukkan bahwa bahan bakar di dalam

tangki tidak akan mencapai kondisi mudah terbakar (*flammable)* apabila energi maksimum yang diberikan tidak lebih dari 1 mJ. Namun, jika energi yang diberikan lebih dari sama dengan 10 mJ, maka bisa dipastikan terjadi ledakan. Hal tersebut disebabkan titik 1 (merah) berada di rentang energi 1 mJ sampai 10 mJ.

b) Titik 2 yang diberi tanda dengan warna hitam, memiliki *altitude* yang sama dengan titik 1 (merah) yang membedakan adalah suhunya. Perbedaan tersebut menyebabkan kedua titik (1 dan 2) mempunyai *flammability* yang berbeda. Titik 2 (hitam) memiliki suhu yang lebih rendah daripada titik 1 (merah), yaitu sekitar 7^{o}C. Jika diperhatikan suhu tersebut terletak di luar zona *flammable*, sehingga titik 2 berada pada kondisi aman (tidak mudah terbakar). Mengapa demikian? Karena semakin rendah suhu, maka energi yang yang dibutuhkan untuk mencapai kondisi mudah terbakar juga harus lebih tinggi.

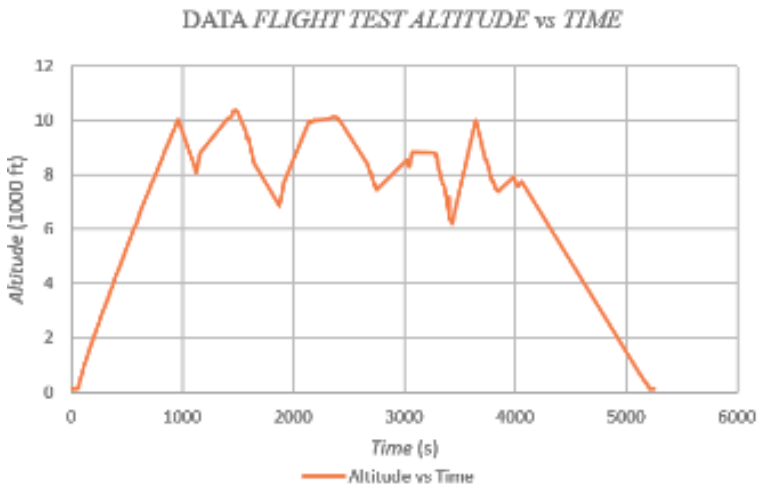
c) Pada titik 3 yang diberi tanda dengan warna hijau. Berlawanan dengan titik 2, titik 3 ini justru memiliki suhu yang sama dengan titik 1 (merah) tetapi *altitude*-

nya berbeda. Hal tersebut menyebabkan kedua titik tersebut mempunyai *flammable* yang berbeda. Titik 3 (hijau) memiliki *altitude* yang lebih tinggi dari titik 1 (merah), yaitu sekitar 58000 ft. *Altitude* tersebut terletak di luar zona/kubah *flammable*, sehingga titik 3 berada pada kondisi aman (tidak mudah terbakar). Sama seperti suhu, semakin tinggi *altitude* maka energi yang dibutuhkan untuk mencapai kondisi mudah terbakar juga semakin besar.

4.5 Grafik Hasil Flight Test PD1 OPS192

Berdasarkan data Flight Test PD1 OPS192 pesawat terbang N-219 diperoleh beberapa grafik, baik grafik *Altitude vs Time*, T_{fuel} *vs Time*, dan *Altitude vs Time*. Berikut adalah grafik-grafiknya :

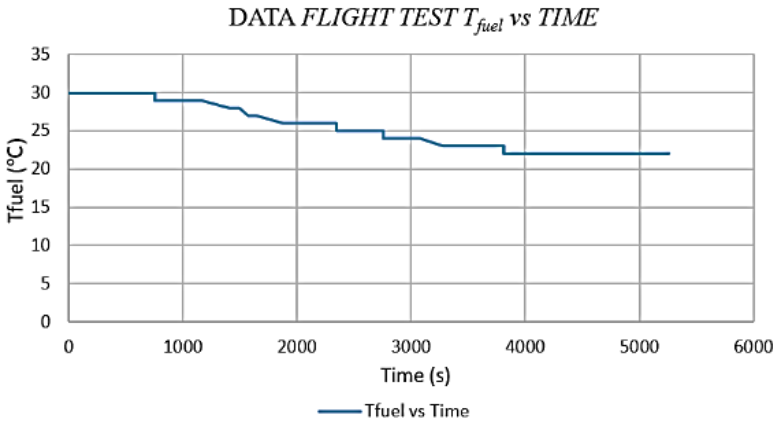
4.5.1 Penjelasan Grafik Flight Test PD1 OPS192 Pesawat Terbang N-219 *Altitude VS Time*



Gambar 4.3 Grafik Data *Flight Test* PD1 OPS192 *Altitude vs Time*

Berdasarkan Gambar 4.3 Grafik Data *Flight Test* PD1 OPS192 *Altitude vs Time*, dapat dilihat bahwa pesawat N-219 pada saat take off sampai climb grafik naik secara signifikan yaitu dari 0 ft sampai dengan 10.000 ft dalam waktu sekitar 900 detik (15 menit). Kemudian pada saat *mission*, pesawat akan terbang dengan ketinggian berubah-ubah yaitu sekitar 7000 – 10.000 ft selama sekitar 3.600 detik (60 menit). Namun tidak mengalami perubahan ketinggian yang signifikan. Setelah *mission* berakhir, pesawat akan *landing* dengan ketinggian yang akan terus menurun secara signifikan yaitu dari 10.000 ft sampai dengan ketingggian 0 ft.

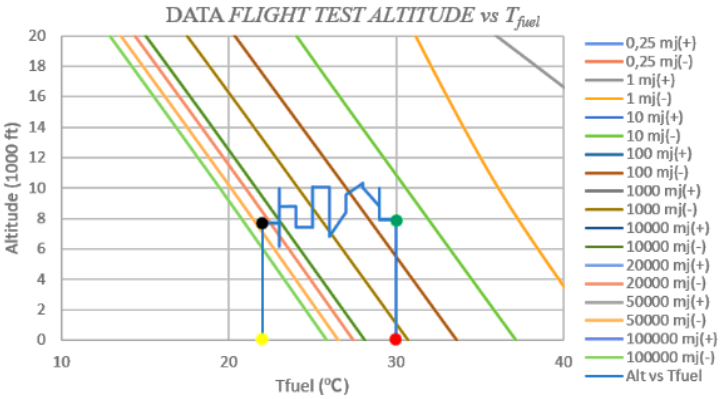
4.5.2 Penjelasan Grafik Flight Test PD1 OPS192 Pesawat Terbang N-219 *Tfuel VS Time*



Gambar 4.4 Grafik Data *Flight Test* PD1 OPS192 T_{fuel} *vs Time*

Berdasarkan Gambar 4.4 Grafik Data *Flight Test* PD1 OPS192 T_{fuel} *vs Time*, dapat dilihat bahwa pada saat *take off* yaitu temperatur 30°C sampai temperatur 22°C, pada saat landing *trendline* grafik cenderung turun namun tidak signifikan. Hal tersebut disebabkan karena OAT di ground dengan di ketinggian tidak banyak berbeda.

4.5.3 Penjelasan Grafik Flight Test PD1 OPS192 Pesawat Terbang N-219 *Altitude VS Tfuel*



Gambar 4.5 Data *Flight Test* PD1 OPS192 *Altitude vs Tfuel (°C)*

Berdasarkan Gambar 4.5 Data *Flight Test* PD1 OPS192 *Altitude vs* T_{fuel} (°C), grafik tersebut merupakan gabungan dari grafik *flammaility* dan *flight test*. Penjelasan dari grafik di atas adalah pada saat *take off* dan *climb* (diantara titik warna merah dan hijau), pesawat N-219 dengan suhu 30°C dan ketinggian 0 ft sampai 8000 ft berada diantara kurva 10 mJ sampai dengan 10.000 mJ. Jadi, energi yang diberikan pada pesawat N-219 tidak boleh melebihi 10 mJ agar tidak terjadi ledakan pada saat *take off* dan *climb*.

Kemudian, pada saat *mission* (diantara titik warna hijau sampai titik warna hitam) pesawat berada pada suhu 30^{o}C – 22^{o}C dan berada pada ketinggian 6000 ft – 10.000 ft. Energi maksimum yang boleh diberikan pada pesawat N-219 agar tetap pada kondisi aman adalah sebesar 10 mJ. Karena *mission* berada diantara 10 mJ sampai 50.000 mJ.

Sedangkan pada saat *landing* (diantara titik warna hitam sampai titik warna kuning) dapat dilihat bahwa g aris konstan terhadap temperatur (22°C), dan menurun dari ketinggian 8000 ft sampai 0 ft. Dan pada saat pesawat masih berada pada ketinggian 8000 ft sampai 6000 ft pesawat masih dalam zona *flammability*, tetapi ketika sudah mencapai ketinggian 6000 ft hingga 0 ft pesawat sudah berada pada zona aman dari ledakan karena di luar kubah/zona *flammability*.

BAB V
PENUTUP

BAB V
PENUTUP

5.1 Kesimpulan

Berdasarkan hal-hal yang telah dipaparkan pada bab-bab sebelumnya. Adapun kesimpulan pada laporan kerja praktik terkait *flammability* jet A-1 pada tangki bahan bakar pesawat N-219 buatan PT Dirgantara Indonesia adalah sebagai berikut :

1. Berdasarkan analisis yang telah dilakukan, *flammability* Jet A1 sebagai bahan bakar pesawat N219 dipengaruhi oleh suhu dan *altitude*. Dari grafik *Flammability* T_{fuel} terhadap *altitude* menunjukkan bahwa semakin rendah suhu, maka energi yang dibutuhkan untuk mencapai titik mudah terbakar akan semakin tinggi, begitu juga dengan *altitude*-nya.
2. Dari grafik *Altitude vs Time*, dapat dilihat bahwa pesawat N-219 pada saat *take off* sampai *climb* grafik naik secara signifikan dalam waktu sekitar 900 detik (15 menit). Kemudian pada saat *mission*, pesawat akan terbang dengan ketinggian berubah-ubah selama sekitar 3.600 detik (60 menit). Namun perubahannya tidak signifikan. Setelah *mission* berakhir, pesawat

akan *landing* dengan ketinggian yang akan terus menurun secara signifikan.

3. Data *Flight Test* PD1 OPS192 *Altitude vs* T_{fuel} (°C), pada saat *take off* dan *climb* pesawat N-219 berada diantara kurva 10 mJ sampai dengan 10.000 mJ. Jadi, energi yang diberikan pada pesawat N-219 tidak boleh melebihi 10 mJ agar tidak terjadi ledakan pada saat *take off* dan *climb*. Kemudian, pada saat *mission* energi maksimum yang boleh diberikan pada pesawat N-219 agar tetap pada kondisi aman adalah sebesar 10 mJ. Karena *mission* berada diantara 10 mJ sampai 50.000 mJ. Sedangkan pada saat *landing* ketika pesawat masih berada pada ketinggian 8000 ft sampai 6000 ft pesawat masih dalam zona *flammability*, tetapi ketika sudah mencapai ketinggian 6000 ft hingga 0 ft pesawat sudah berada pada zona aman dari ledakan karena di luar kubah/zona *flammability*.
4. Kondisi bahan bakar pesawat N219 dapat dikatakan aman dari ledakan apabila nilai E Ignation di bawah 10 mJ.

5.2 Saran

Saran yang dapat diberikan setelah melakukan penelitian dan diharapkan berguna untuk penelitian selanjutnya adalah perlu dilakukan penelitian lagi dengan menambahkan variasi *altitude*, sehingga bisa didapatkan hasil yang lebih akurat.

DAFTAR PUSTAKA

DAFTAR PUSTAKA

1. Gieras1, Jacek F. 2013. **Electrical Ignition of Fuel-Air Mixture in Aircraft Fuel Tanks**. University of Technology and Life Sciences, Bydgoszcz.
2. Wright, Bernard R. 1969. **A Review of the Flammability Hazard of Jet A Fuel Vapor in Civil Transport Aircraft Fuel Tanks**. M.S. in Chemistry, St. Mary's University.
3. Nestor, L.J. 1967. **Investigation of Turbine Fuel Flammability Within Aircraft Fuel Tank.** Washington DC. Naval Air Propulsion Test Center Aeronautical Engine Department
4. J. Lee, Julian and Joseph E. Shepherd. 2000. **Spark Ignition Measurements in Jet A: part II**. Pasadena. Graduate Aeronautical Laboratories California Institute of Technology.
5. Shepherd, Joseph E. J. Christopher Krok, and Julian J. Lee. 2000. **Spark Ignition Energy Measurements in Jet A.** Pasadena. Graduate Aeronautical Laboratories California Institute of Technology.

LAMPIRAN

LAMPIRAN

SS	OAT	HP1ADC	TCTLH	Time(s)	Altitude (/1000ft)
33.000	28,75	109	30	0	0,109
33.100	28,75	109	30	0,1	0,109
33.200	28,75	109	30	0,2	0,109
33.300	28,75	109	30	0,3	0,109
33.400	28,75	109	30	0,4	0,109
33.556	28,75	109	30	0,556	0,109
33.600	28,75	109	30	0,6	0,109
33.665	28,75	109	30	0,665	0,109
33.700	28,75	109	30	0,7	0,109
33.800	28,75	110	30	0,8	0,11
33.900	28,75	110	30	0,9	0,11
34.081	28,75	110	30	1,081	0,11
34.212	28,75	110	30	1,212	0,11
34.213	28,75	110	30	1,213	0,11
34.408	28,75	110	30	1,408	0,11
34.409	28,75	110	30	1,409	0,11
34.539	28,75	110	30	1,539	0,11
34.670	28,75	109	30	1,67	0,109
34.700	28,75	109	30	1,7	0,109
34.733	28,75	109	30	1,733	0,109
34.932	28,75	109	30	1,932	0,109
34.934	28,75	109	30	1,934	0,109
35.000	28,75	109	30	2	0,109
35.066	28,75	109	30	2,066	0,109
35.100	28,75	109	30	2,1	0,109
35.165	28,75	109	30	2,165	0,109
35.260	28,75	109	30	2,26	0,109

35.522	28,75	109	30	2,522	0,109
35.523	28,75	109	30	2,523	0,109
35.600	28,75	109	30	2,6	0,109
35.719	28,75	110	30	2,719	0,11
35.755	28,75	110	30	2,755	0,11
35.800	28,75	110	30	2,8	0,11
35.866	28,75	109	30	2,866	0,109
35.900	28,75	109	30	2,9	0,109
35.970	28,75	109	30	2,97	0,109
36.112	28,75	109	30	3,112	0,109
36.113	28,75	109	30	3,113	0,109
36.200	28,75	109	30	3,2	0,109
36.265	28,75	109	30	3,265	0,109
36.374	28,75	109	30	3,374	0,109
36.400	28,75	109	30	3,4	0,109
36.433	28,75	109	30	3,433	0,109
36.500	28,75	109	30	3,5	0,109
36.600	28,75	109	30	3,6	0,109
36.700	28,75	109	30	3,7	0,109
36.899	28,75	109	30	3,899	0,109
36.900	28,75	109	30	3,9	0,109
36.904	28,75	109	30	3,904	0,109
37.095	28,75	109	30	4,095	0,109
37.100	28,75	109	30	4,1	0,109
37.226	28,75	109	30	4,226	0,109
37.259	28,75	109	30	4,259	0,109
37.300	28,75	109	30	4,3	0,109
37.366	28,75	109	30	4,366	0,109
37.488	28,75	109	30	4,488	0,109
37.500	28,75	110	30	4,5	0,11

37.533	28,75	110	30	4,533	0,11
37.600	28,75	110	30	4,6	0,11
37.666	28,75	110	30	4,666	0,11
37.816	28,75	110	30	4,816	0,11
37.817	28,75	110	30	4,817	0,11
38.013	28,75	110	30	5,013	0,11
38.014	28,75	110	30	5,014	0,11
38.100	28,75	110	30	5,1	0,11
38.275	28,75	110	30	5,275	0,11
38.300	28,75	109	30	5,3	0,109
38.333	28,75	108	30	5,333	0,108
38.400	28,75	108	30	5,4	0,108
38.472	28,75	108	30	5,472	0,108
38.500	28,75	108	30	5,5	0,108
38.600	28,75	108	30	5,6	0,108
38.700	28,75	109	30	5,7	0,109
38.800	28,75	109	30	5,8	0,109
38.852	28,75	109	30	5,852	0,109
38.900	28,75	109	30	5,9	0,109
38.985	28,75	110	30	5,985	0,11
39.000	28,75	110	30	6	0,11
39.100	28,75	110	30	6,1	0,11
39.200	28,75	110	30	6,2	0,11
39.300	28,75	110	30	6,3	0,11
39.400	28,75	110	30	6,4	0,11
39.500	28,75	110	30	6,5	0,11
39.600	28,75	110	30	6,6	0,11
39.700	28,75	110	30	6,7	0,11
39.846	28,75	110	30	6,846	0,11
39.900	28,75	110	30	6,9	0,11

39.968	28,75	110	30	6,968	0,11
40.000	28,75	110	30	7	0,11
40.100	28,75	110	30	7,1	0,11
40.200	28,75	110	30	7,2	0,11
40.300	28,75	110	30	7,3	0,11
40.400	28,75	110	30	7,4	0,11
40.569	28,75	110	30	7,569	0,11
40.600	28,75	111	30	7,6	0,111
40.632	28,75	111	30	7,632	0,111
40.700	28,75	111	30	7,7	0,111
40.766	28,75	111	30	7,766	0,111
40.800	28,75	111	30	7,8	0,111
40.900	28,75	111	30	7,9	0,111
41.000	28,75	111	30	8	0,111
41.100	28,75	111	30	8,1	0,111
41.200	28,75	111	30	8,2	0,111
41.300	28,75	111	30	8,3	0,111
41.400	28,75	111	30	8,4	0,111
41.500	28,75	111	30	8,5	0,111
41.600	28,75	111	30	8,6	0,111
41.700	28,75	111	30	8,7	0,111
41.800	28,75	111	30	8,8	0,111
41.900	28,75	110	30	8,9	0,11
42.000	28,75	110	30	9	0,11
42.142	28,75	110	30	9,142	0,11
42.200	28,75	110	30	9,2	0,11
42.300	28,75	109	30	9,3	0,109
42.400	28,75	109	30	9,4	0,109
42.500	28,75	109	30	9,5	0,109
42.600	28,75	109	30	9,6	0,109

42.700	28,75	109	30	9,7	0,109
42.800	28,75	110	30	9,8	0,11
42.900	28,75	110	30	9,9	0,11
43.000	28,75	110	30	10	0,11
43.100	28,75	110	30	10,1	0,11
43.200	28,75	110	30	10,2	0,11
43.300	28,75	110	30	10,3	0,11
43.400	28,75	110	30	10,4	0,11
43.500	28,75	110	30	10,5	0,11
43.600	28,75	110	30	10,6	0,11
43.700	28,75	110	30	10,7	0,11
43.800	28,75	111	30	10,8	0,111
43.900	28,75	111	30	10,9	0,111
44.000	28,75	111	30	11	0,111
44.100	28,75	111	30	11,1	0,111
44.200	28,75	111	30	11,2	0,111
44.300	28,75	111	30	11,3	0,111
44.400	28,75	111	30	11,4	0,111
44.467	28,75	111	30	11,467	0,111
44.500	28,75	111	30	11,5	0,111
44.600	28,75	111	30	11,6	0,111
44.700	28,75	111	30	11,7	0,111
44.800	28,75	111	30	11,8	0,111
44.900	28,75	111	30	11,9	0,111
45.000	28,75	111	30	12	0,111
45.100	28,75	110	30	12,1	0,11
45.200	28,75	110	30	12,2	0,11
45.300	28,75	110	30	12,3	0,11
45.400	28,75	111	30	12,4	0,111
45.500	28,75	111	30	12,5	0,111

45.600	28,75	111	30	12,6	0,111
45.700	28,75	111	30	12,7	0,111
45.800	28,75	111	30	12,8	0,111
45.900	28,75	111	30	12,9	0,111
46.000	28,75	111	30	13	0,111
46.100	28,75	111	30	13,1	0,111
46.200	28,75	111	30	13,2	0,111
46.300	28,75	111	30	13,3	0,111
46.400	28,75	111	30	13,4	0,111
46.500	28,75	111	30	13,5	0,111
46.600	28,75	111	30	13,6	0,111
46.700	28,75	111	30	13,7	0,111
46.800	28,75	111	30	13,8	0,111
46.900	28,75	111	30	13,9	0,111
47.000	28,75	110	30	14	0,11
47.100	28,75	110	30	14,1	0,11
47.200	28,75	110	30	14,2	0,11
47.300	28,75	111	30	14,3	0,111
47.400	28,75	111	30	14,4	0,111
47.448	28,75	111	30	14,448	0,111
47.500	28,75	111	30	14,5	0,111
47.600	28,75	111	30	14,6	0,111
47.700	28,75	111	30	14,7	0,111
47.800	28,75	111	30	14,8	0,111
47.900	28,75	111	30	14,9	0,111
48.000	28,75	111	30	15	0,111
48.105	28,75	111	30	15,105	0,111
48.153	28,75	111	30	15,153	0,111
48.200	28,75	111	30	15,2	0,111
48.291	28,75	111	30	15,291	0,111

48.300	28,75	111	30	15,3	0,111
48.400	28,75	111	30	15,4	0,111
48.500	28,75	110	30	15,5	0,11
48.600	28,75	110	30	15,6	0,11
48.700	28,75	111	30	15,7	0,111
48.800	28,75	111	30	15,8	0,111
48.900	28,75	111	30	15,9	0,111
49.000	28,75	111	30	16	0,111
49.100	28,75	111	30	16,1	0,111
49.200	28,75	111	30	16,2	0,111
49.300	28,75	111	30	16,3	0,111
49.400	28,75	111	30	16,4	0,111
49.500	28,75	111	30	16,5	0,111
49.600	28,75	111	30	16,6	0,111
49.700	28,75	111	30	16,7	0,111
49.800	28,75	111	30	16,8	0,111
49.900	28,75	111	30	16,9	0,111
50.000	28,75	111	30	17	0,111
50.100	28,75	111	30	17,1	0,111
50.200	28,75	110	30	17,2	0,11
50.300	28,75	110	30	17,3	0,11
50.400	28,75	110	30	17,4	0,11
50.500	28,75	110	30	17,5	0,11
50.600	28,75	110	30	17,6	0,11
50.700	28,75	111	30	17,7	0,111
50.800	28,75	111	30	17,8	0,111
50.900	28,75	111	30	17,9	0,111
51.000	28,75	111	30	18	0,111
51.100	28,75	111	30	18,1	0,111
51.200	28,75	111	30	18,2	0,111

51.300	28,75	111	30	18,3	0,111
51.400	28,75	111	30	18,4	0,111
51.500	28,75	111	30	18,5	0,111
51.600	28,75	111	30	18,6	0,111
51.700	28,75	111	30	18,7	0,111
51.800	28,75	111	30	18,8	0,111
51.900	28,75	111	30	18,9	0,111
52.000	28,75	110	30	19	0,11
52.100	28,75	110	30	19,1	0,11
52.200	28,75	110	30	19,2	0,11
52.300	28,75	111	30	19,3	0,111
52.400	28,75	111	30	19,4	0,111
52.500	28,75	112	30	19,5	0,112
52.600	28,75	111	30	19,6	0,111
52.700	28,75	111	30	19,7	0,111
52.800	28,75	111	30	19,8	0,111
52.900	28,75	111	30	19,9	0,111
53.000	28,75	111	30	20	0,111
53.100	28,75	111	30	20,1	0,111
53.200	28,75	111	30	20,2	0,111
53.300	28,75	111	30	20,3	0,111
53.400	28,75	111	30	20,4	0,111
53.500	28,75	111	30	20,5	0,111
53.600	28,75	111	30	20,6	0,111
53.700	28,75	111	30	20,7	0,111
53.800	28,75	111	30	20,8	0,111
53.900	28,75	112	30	20,9	0,112
54.000	28,75	112	30	21	0,112
54.100	28,75	112	30	21,1	0,112
54.200	28,75	112	30	21,2	0,112

54.300	28,75	111	30	21,3	0,111
54.400	28,75	111	30	21,4	0,111
54.500	28,75	111	30	21,5	0,111
54.600	28,75	111	30	21,6	0,111
54.700	28,75	111	30	21,7	0,111
54.800	28,75	111	30	21,8	0,111
54.900	28,75	111	30	21,9	0,111
55.000	28,75	111	30	22	0,111
55.100	28,75	111	30	22,1	0,111
55.200	28,75	111	30	22,2	0,111
55.300	28,75	111	30	22,3	0,111
55.400	28,75	111	30	22,4	0,111
55.500	28,75	110	30	22,5	0,11
55.600	28,75	110	30	22,6	0,11
55.700	28,75	110	30	22,7	0,11
55.800	28,75	111	30	22,8	0,111
55.900	28,75	111	30	22,9	0,111
56.000	28,75	111	30	23	0,111
56.100	28,75	111	30	23,1	0,111
56.232	28,75	111	30	23,232	0,111
56.285	28,75	112	30	23,285	0,112
56.300	28,75	112	30	23,3	0,112
56.384	28,75	111	30	23,384	0,111
56.400	28,75	111	30	23,4	0,111
56.466	28,75	111	30	23,466	0,111
56.500	28,75	111	30	23,5	0,111
56.600	28,75	111	30	23,6	0,111
56.700	28,75	112	30	23,7	0,112
56.800	28,75	112	30	23,8	0,112
56.900	28,75	112	30	23,9	0,112

57.000	28,75	112	30	24	0,112
57.100	28,75	111	30	24,1	0,111
57.200	28,75	111	30	24,2	0,111
57.300	28,75	112	30	24,3	0,112
57.400	28,75	112	30	24,4	0,112
57.500	28,75	112	30	24,5	0,112
57.600	28,75	112	30	24,6	0,112
57.700	28,75	112	30	24,7	0,112
57.800	28,75	112	30	24,8	0,112
57.900	28,75	112	30	24,9	0,112
58.000	28,75	112	30	25	0,112
58.100	28,75	111	30	25,1	0,111
58.200	28,75	111	30	25,2	0,111
58.300	28,75	111	30	25,3	0,111
58.400	28,75	111	30	25,4	0,111
58.500	28,75	112	30	25,5	0,112
58.600	28,75	112	30	25,6	0,112
58.700	28,75	112	30	25,7	0,112
58.800	28,75	112	30	25,8	0,112
58.900	28,75	111	30	25,9	0,111
59.000	28,75	111	30	26	0,111
59.100	28,75	111	30	26,1	0,111
59.200	28,75	111	30	26,2	0,111
59.300	28,75	111	30	26,3	0,111
59.400	28,75	111	30	26,4	0,111
59.500	28,75	111	30	26,5	0,111
59.600	28,75	111	30	26,6	0,111
59.700	28,75	111	30	26,7	0,111
59.800	28,75	111	30	26,8	0,111
59.900	28,75	111	30	26,9	0,111

0	28,75	111	30	27	0,111
0,1	28,75	112	30	27,0001	0,112
0,2	28,75	112	30	27,0002	0,112
0,3	28,75	112	30	27,0003	0,112
0,4	28,75	112	30	27,0004	0,112
0,5	28,75	112	30	27,0005	0,112
0,6	28,75	112	30	27,0006	0,112
0,7	28,75	113	30	27,0007	0,113
0,951	28,75	113	30	27,00095	0,113
0,952	28,75	113	30	27,00095	0,113
1.082	28,75	113	30	28,082	0,113
1.100	28,75	113	30	28,1	0,113
1.213	28,75	113	30	28,213	0,113
1.246	28,75	113	30	28,246	0,113
1.341	28,75	113	30	28,341	0,113
1.374	28,75	113	30	28,374	0,113
1.400	28,75	113	30	28,4	0,113
1.475	28,75	112	30	28,475	0,112
1.500	28,75	112	30	28,5	0,112
1.565	28,75	112	30	28,565	0,112
1.600	28,75	112	30	28,6	0,112
1.700	28,75	112	30	28,7	0,112
1.800	28,75	112	30	28,8	0,112
1.900	28,75	113	30	28,9	0,113
2.000	28,75	113	30	29	0,113
2.100	28,75	113	30	29,1	0,113
2.200	28,75	113	30	29,2	0,113
2.300	28,75	113	30	29,3	0,113
2.400	28,75	114	30	29,4	0,114
2.500	28,75	114	30	29,5	0,114

2.600	29	113	30	29,6	0,113
2.700	29	113	30	29,7	0,113
2.800	29	113	30	29,8	0,113
2.900	29	112	30	29,9	0,112
3.000	29	112	30	30	0,112
3.100	29	113	30	30,1	0,113
3.200	29	113	30	30,2	0,113
3.300	29	113	30	30,3	0,113
3.400	29	113	30	30,4	0,113
3.500	29	112	30	30,5	0,112
3.600	29	112	30	30,6	0,112
3.700	29	112	30	30,7	0,112
3.800	29	113	30	30,8	0,113
3.900	29	113	30	30,9	0,113
4.000	29	112	30	31	0,112
4.100	29	112	30	31,1	0,112
4.200	29	112	30	31,2	0,112
4.300	29	112	30	31,3	0,112
4.400	29	112	30	31,4	0,112
4.500	29	112	30	31,5	0,112
4.600	29	112	30	31,6	0,112
4.700	29	112	30	31,7	0,112
4.800	29	112	30	31,8	0,112
4.900	29	112	30	31,9	0,112
5.000	29	112	30	32	0,112
5.100	29	112	30	32,1	0,112
5.200	29	112	30	32,2	0,112
5.300	29	113	30	32,3	0,113
5.400	29	113	30	32,4	0,113
5.500	29	113	30	32,5	0,113

5.600	29	112	30	32,6	0,112
5.700	29	112	30	32,7	0,112
5.800	29	112	30	32,8	0,112
5.900	29	112	30	32,9	0,112
6.000	29	112	30	33	0,112
6.100	29	112	30	33,1	0,112
6.200	29	112	30	33,2	0,112
6.300	29	112	30	33,3	0,112
6.400	29	112	30	33,4	0,112
6.500	29	113	30	33,5	0,113
6.600	29	113	30	33,6	0,113
6.700	29	113	30	33,7	0,113
6.800	29	112	30	33,8	0,112
6.900	29	112	30	33,9	0,112
7.000	29	112	30	34	0,112
7.177	29	112	30	34,177	0,112
7.200	29	112	30	34,2	0,112
7.233	29	112	30	34,233	0,112
7.300	29	112	30	34,3	0,112
7.400	29	112	30	34,4	0,112
7.500	29	112	30	34,5	0,112
7.600	29	112	30	34,6	0,112
7.700	29	112	30	34,7	0,112
7.800	29	112	30	34,8	0,112
7.900	29	112	30	34,9	0,112
8.000	29	112	30	35	0,112
8.100	29	112	30	35,1	0,112
8.200	28,75	112	30	35,2	0,112
8.300	28,75	112	30	35,3	0,112
8.400	28,75	112	30	35,4	0,112

8.500	28,75	112	30	35,5	0,112
8.600	28,75	112	30	35,6	0,112
8.700	28,75	112	30	35,7	0,112
8.800	28,75	112	30	35,8	0,112
8.900	28,75	112	30	35,9	0,112
9.000	28,75	112	30	36	0,112
9.100	28,75	112	30	36,1	0,112
9.200	28,75	112	30	36,2	0,112
9.300	28,75	112	30	36,3	0,112
9.400	28,75	112	30	36,4	0,112
9.500	28,75	113	30	36,5	0,113
9.600	28,75	113	30	36,6	0,113
9.700	28,75	113	30	36,7	0,113
9.800	28,75	112	30	36,8	0,112
9.900	28,75	112	30	36,9	0,112
10.000	28,75	112	30	37	0,112
10.191	28,75	112	30	37,191	0,112
10.200	28,75	112	30	37,2	0,112
10.232	28,75	112	30	37,232	0,112
10.300	28,75	112	30	37,3	0,112
10.366	28,75	112	30	37,366	0,112
10.400	28,75	112	30	37,4	0,112
10.500	28,75	112	30	37,5	0,112
10.600	28,75	113	30	37,6	0,113
10.700	28,75	113	30	37,7	0,113
10.800	28,75	113	30	37,8	0,113
10.900	28,75	114	30	37,9	0,114
11.000	28,75	114	30	38	0,114
11.100	28,75	114	30	38,1	0,114
11.240	28,75	114	30	38,24	0,114

BIODATA PENULIS

BIODATA PENULIS

Penulis yang memiliki nama lengkap Dhea Sarah Larasati ini lahir di Kabupaten Bojonegoro pada tanggal 06 Januari 1999. Merupakan anak pertama dari dua besaudara. Penulis mulai menuntut ilmu di MI Islamiyah Pajeng (2005-2011), jenjang selanjutnya di SMPN 1 Bojonegoro (2011-2014), meneruskan studi ke SMAN 1 Bojonegoro (2014-2017) hingga pada akhirnya melanjutkan pendidikan ke tingkat perguruan tinggi di Institut Teknologi Sepuluh Nopember pada tahun 2017 dan mengambil Jurusan Teknik Mesin Industri FV-ITS.

Selain aktif mengikuti kegiatan perkuliahan dan kemahasiswaan. Penulis juga pernah mengikuti berbagai kegiatan didalam maupun diluar kampus. PT Dirgantara Indonesia merupakan tempat kerja praktek penulis pada tahun 2019. Untuk semua informasi dan masukan dapat menghubungi penulis melalui email, dengan alamat dheasarah987@gmail.com