

ISSN 1979 - 018X

Digital Repository Universitas Jember

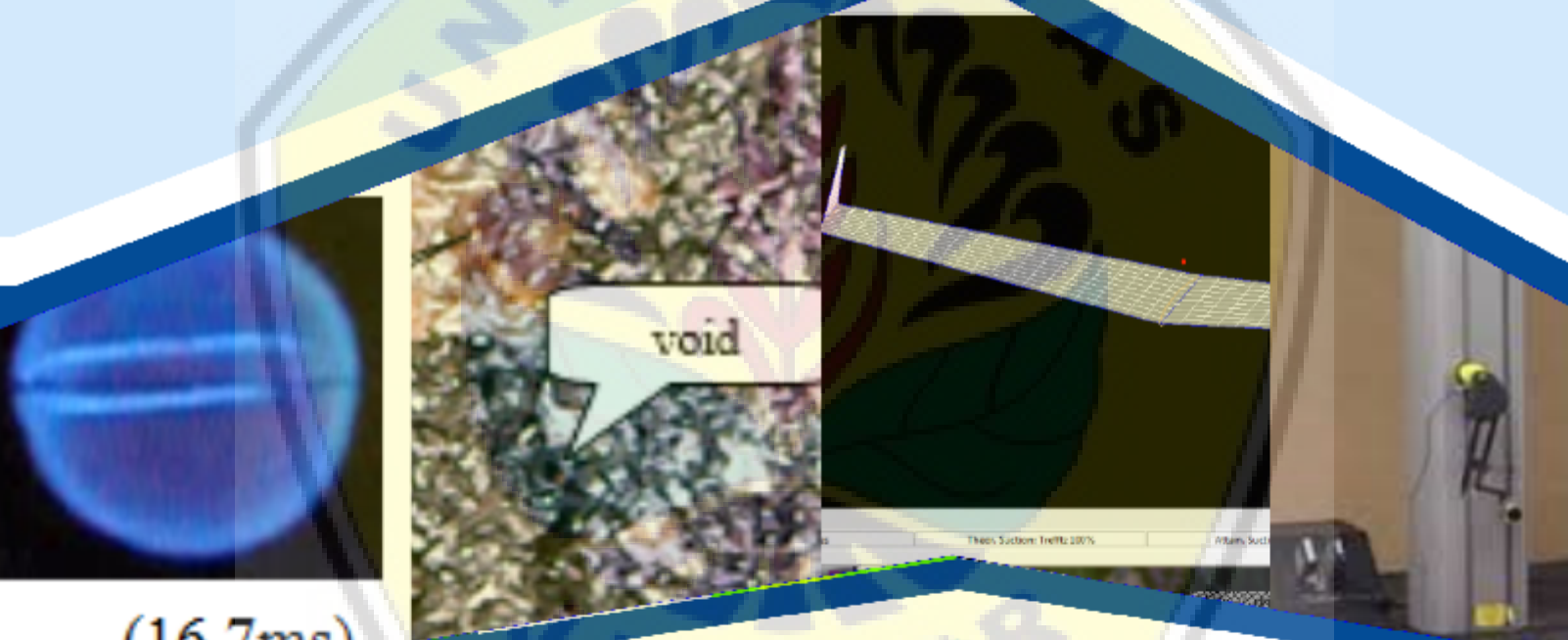


ROTOR

JURNAL ILMIAH

TEKNIK MESIN

Edisi Khusus Nomor 3, Desember 2017



ROTOR

Edisi Khusus

Nomor 3

Halaman
1 - 57

Jember
Desember 2017

ISSN
1979 - 018x



JURUSAN TEKNIK MESIN
FAKULTAS TEKNIK
UNIVERSITAS JEMBER



JURNAL ROTOR

Edisi Khusus
Nomor 3, Desember 2017

DEWAN REDAKSI

Penanggungjawab	Hari Arbiantara Basuki, S.T., M.T.
Redaktur	Dr. Nasrul Ilminnafik, S.T., M.T.
Redaktur Pelaksana	M. Fahrur Rozy Hentihu, S.T., M.T.
Penyunting	Danang Yudistiro, S.T., M.T.
Penyunting Ahli	Prof. Dr. Ing. I Made Londen Batan, M.Eng, (ITS) Prof. Dr. Ir. Anne Zulfia, M.Sc. (UI) Dr. Ir. Djarot Widagdo (ITB) Dr. Ir. Agus Sigit Pramono (ITS)
Penyunting Pelaksana	Dr. Eng. Made Sucipta, S.T., M.T. (UNUD) Ir. Digdo Listyadi Setyawan., M.Sc. Dr. R. Koekoeh K. W, S.T., M.Eng. Dr. Agus Triono, S.T., M.T.
Sekretariat	Dr. Salahuddin Junus, S.T., M.T. Siti Halimah

JURNAL ILMIAH ROTOR

merupakan salah satu sasaran bagi para profesional baik dari dunia usaha, pendidikan, ataupun peneliti untuk menyebarkan perkembangan ilmu pengetahuan dan teknologi di bidang teknik mesin melalui publikasi hasil penelitian

KATA PENGANTAR

Jurnal ROTOR merupakan jurnal yang diterbitkan oleh Jurusan Teknik Mesin Universitas Jember yang memuat artikel ilmiah dalam bidang Konversi Energi, *Design/Perancangan*, Teknik Produksi, Material serta bidang lain yang terkait dengan Teknik Mesin. Hasil penelitian yang diterbitkan dalam jurnal ini diharapkan dapat menambah khasanah pengetahuan di bidang Teknik Mesin serta menjadikan sarana bagi para profesional baik dari dunia usaha, pendidikan, ataupun peneliti untuk menyebarkan perkembangan ilmu pengetahuan dan teknologi di bidang Teknik Mesin melalui publikasi hasil penelitian.

Terima kasih disampaikan kepada para penulis yang telah mengirimkan artikel untuk dimuat pada Jurnal Rotor Edisi Khusus Nomor 3, Desember 2017. Jurnal Rotor TM UJ Edisi Khusus kedua ini berisi artikel yang berasal dari sebagian peserta Seminar Nasional Teknik Mesin (SISTEM) – II Universitas Jember yang dilaksanakan pada November 2017.

Redaksi kembali mengundang para penulis dari bidang Teknik Mesin baik lembaga pendidikan maupun penelitian untuk memberikan sumbangan ilmiahnya, baik hasil penelitian maupun kajian ilmiah.

Redaksi sangat mengharapkan masukan dari pembaca yang terkait dengan penerbitan, demi meningkatnya kualitas jurnal. Semoga artikel ilmiah yang dimuat dalam Jurnal Rotor TM UJ memberikan manfaat bagi para akademisi dan profesional khususnya di bidang Teknik Mesin.

Redaksi

DAFTAR ISI

1. PENGARUH UKURAN PARTIKEL LIMBAH KOPI TERHADAP KARAKTERISASI SIFAT MEKANIK PADA PANEL KOMPOSIT	1
<i>Sumarji¹, Dedi Dwi Laksana¹, Ahmad Syuhri¹, Haidzar Nurdiansyah¹, Muhammad Abduh¹</i>	<i>1</i>
2. PENGARUH WAKTU PENUAAN TIRUAN TERHADAP KEKERASAN PADUAN Al-10Si-3Cu	5
<i>Muhammad Syahid^{1*}, Hairul Arsyad¹, Abdul Fatah Rozali²</i>	<i>5</i>
3. ANALISIS PENGARUH VANE TERHADAP KARAKTERISTIK DOUBLE SLOTTED FLAP PESAWAT N2XX DENGAN METODE SIMULASI COMPUTATIONAL FLUID DYNAMIC	9
<i>Mirna Sari^{1*}, Gaguk Jatisukamto², Gembong Djoni Putranto³</i>	<i>9</i>
4. ANALISIS PARAMETER PEMOTONGAN DAN DEBIT PENDINGIN CNC MILLING TERHADAP KEKASARAN PERMUKAAN MENGGUNAKAN BOX BEHNKEN DESIGN	14
<i>M Yuda Pratama¹, Ahmad Syuhri², Boy Arief Fachri²</i>	<i>14</i>
5. KARAKTERISTIK PEMBAKARAN PADA MESO SCALE COMBUSTOR DENGAN BAHAN BAKAR BUTAN DAN LIQUEFIED PETROLEUM GAS	18
<i>Nasrul Ilminnafik^{1*}, FX.Kristianta¹, Ivan Bagus Sanjaya²</i>	<i>18</i>
6. ENGINE COMBUSTION EFFICIENCY AND PERFORMANCE OF EXHAUST PIPE FUEL PREHEATING SYSTEM	22
<i>Azamataufiq Budiprasojo^{1*}, Irawan, Andik²</i>	<i>22</i>
7. KARAKTERISTIK KECEPATAN NYALA DAN KONSENTRASI ION PADA PEMBAKARAN PREMIXED BUTANA	28
<i>Muh Nurkoyim Kustanto^{1*}</i>	<i>28</i>
8. PENGARUH KETINGGIAN TERBANG TERHADAP ENDURANCE MAKSIMUM TERBANG JELAJAH PESAWAT N219 MENGGUNAKAN METODE Pr-V	32
<i>Hary Sutjahjono¹, FX. Kristianta¹, Akhmad Nirman Zaki^{2*}</i>	<i>32</i>
9. ANALISIS PENAMBAHAN SERAT JERAMI TERHADAP KARAKTERISTIK KUAT TARIK KOMPOSIT FRP (FIBER REINFORCEMENT PLASTIC)	36
<i>Nuraini Lusi¹, Anggra Fiveriati¹, Siska Aprilia H¹, Arif Pungga Irawan¹</i>	<i>36</i>
10. PENGARUH SUDUT TEKUK (CANT) WINGLET MENGGUNAKAN AIRFOIL NACA 2215 PADA AERODINAMIKA SAYAP PESAWAT	41
<i>Ibrahim Hanif¹, Gaguk Jatisukamto², Asdin Amroe An Nafi¹</i>	<i>41</i>
11. ANALISIS MESIN FILLING MINYAK GORENG BERBASIS PLC MENGGUNAKAN METODE PENAKAR DAN TIMER UNTUK MENINGKATKAN EFISIENSI	46
<i>M. Angga Saputra^{1*}, Ahmad Syuhri², Aris Zainul Muttaqin²</i>	<i>46</i>

12. **ANALISIS KESTABILAN AERODINAMIKA PADA RUDDER PESAWAT TERBANG N2XX PADA KONDISI *LEFT ENGINE INOPERATIF* (LEI)** 53
Exwan Rahmawan^{1}, Gaguk Jatisukamto^{2*}* 53



PETUNJUK PENULISAN NASKAH UNTUK JURNAL ILMIAH TEKNIK MESIN “ROTOR”

- 1 Penyunting menerima naskah hasil penelitian dalam Bahasa Indonesia yang baku atau dalam Bahasa Inggris, yang belum pernah dipublikasikan
- 2 Makalah diketik diatas kertas A4 (210 mm x 297 mm) dan ditulis dengan huruf Times New Roman 10 pt pada Microsoft Word versi 2007 atau diatasnya, dengan format dua kolom, satu spasi, tanpa nomor halaman
- 3 Judul naskah singkat, dengan kata-kata atau frasa kunci yang mencerminkan isi tulisan. Nama (para) penulis ditulis lengkap disertai dengan keterangan lembaga/fakultas/institut tempat bekerja dan alamat email
- 4 Sistematika penulisan naskah terdiri dari Abstrak/Abstract (berisi masalah penelitian yang diteliti, cara pelaksanaan, hasil dan kesimpulan), kata kunci (ditulis di bawah abstrak yang merupakan kata atau istilah yang menjadi pokok bahasan dan yang paling banyak muncul dalam naskah), Pendahuluan (berisi latar belakang permasalahan dengan merujuk jurnal atau referensi terbaru, tujuan dan ruang lingkup), Metodologi (berisi tentang bahan peralatan, metode yang digunakan dan cara pelaksanaan penelitian), Hasil dan Pembahasan (hasil berupa data penelitian yang telah diolah dan dituangkan dalam bentuk tabel, grafik, kontur, atau foto/gambar serta analisis data hasil penelitian, sedangkan pembahasan hendaknya menjawab mengapa hasil yang diperoleh seperti itu kemudian membandingkan hasilnya dengan teori atau hasil penelitian yang lain), Kesimpulan dan Saran (menyimpulkan hasil penelitian yang diperoleh dan rekomendasi untuk tindak lanjut atau untuk penelitian selanjutnya), dan Daftar Pustaka (senarai daftar artikel dan sumber rujukan lainnya yang telah dikutip atau pun dirujuk pada naskah)
- 5 Naskah yang ditulis dalam Bahasa Indonesia menggunakan abstrak dalam Bahasa Inggris dan sebaliknya. Abstrak harus jelas dan ringkas, maksimum 200 kata, diketik dalam satu alinea dengan huruf miring (italics) dengan jarak 1 (satu) spasi
- 6 Kutipan acuan pustaka yang digunakan dinyatakan dengan penulisan nomor sesuai dengan urutan. Contoh: [1]
- 7 Daftar pustaka disusun menurut urutan perujukan. Urutan penulisan : nama penulis, tahun, judul, penerbit, dan kota terbit. Nama pengarang mendahului nama keluarga atau nama marga atau nama belakang, tanpa gelar. Contoh nama penulis Nasrul Iminnafik maka ditulis : [1] Iminnafik, N., 2012, Judul, Penerbit, Volume, No, halaman
- 8 Isi tulisan bukan tanggung jawab penyunting. Penyunting berhak mengedit redaksional tulisan tanpa mengubah arti.
- 9 Naskah penelitian ditulis 4-8 halaman dan dikirim ke email jurnal.rotor@gmail.com
- 10 Setiap artikel yang dimuat akan diberikan nomor bukti pemuatan dan cetak lepas masing-masing 2 (dua) eksemplar.
- 11 Biaya kontribusi publikasi sebesar Rp. 150.000,- (tidak termasuk ongkos kirim) dan bagi penulis yang meminta tambahan cetak lepas diharuskan membayar Rp. 50.000,- setiap eksemplar.

Terbit Setiap **April Dan November**



JURNAL ROTOR

Jl. Kalimantan 37 - Kampus Tegalboto Jember 68121

Telp/Fax. 0331-410243

E-mail : jurnal.rotor@gmail.com

website : www.jurnal.unej.ac.id/index.php/RTR

MEDIA ONLINE

ISSN 2460-0385



9 772460 038008

MEDIA CETAK

ISSN 1979-018X



9 771979 018006

ANALISIS KESTABILAN AERODINAMIKA PADA RUDDER PESAWAT TERBANG N2XX PADA KONDISI *LEFT ENGINE INOPERATIF* (LEI)

Exwan Rahmawan^{1*}, Gaguk Jatisukanto^{2*}

¹ Mahasiswa Jurusan Teknik Mesin Fakultas Teknik Universitas Jember, Jl. Kalimantan 37, Jember,

² Staf Pengajar Jurusan Teknik Mesin Fakultas Teknik Universitas Jember, Jl. Kalimantan 37, Jember, 68121

Email: *ikhwanr16@gmail.com@gmail.com

ABSTRACT

Kestabilan pesawat terbang diperlukan pada saat pesawat mengalami *left engine in operatif* (LEI). LEI adalah keadaan bagian mesin kiri pesawat tidak berfungsi pada saat terbang atau tinggal landas. LEI dapat diantisipasi dengan menggunakan ekor pesawat bagian vertikal (*rudder*) sebagai tumpuan. Tujuan penelitian ini adalah mengetahui karakteristik aerodinamika *rudder*. Metodologi penelitian dengan cara analisis aerodinamika *rudder* menggunakan simulasi software digital *Datcom*. Data input simulasi terdiri dari: koefisien *yowing deflection of rudder* (C_{NDR}) = -0,0022889/deg, dan *Vertical Volume* (V_V) = 0,0830. Pengujian sebelumnya menggunakan $V_V = 0,79$ dan selanjutnya $V_V = 0,83$. Hasil penelitian menunjukkan bahwa angka $V_V = 0,83$ lebih stabil jika dibandingkan dengan $V_V = 0,79$. Kesimpulan penelitian yaitu jika pesawat mengalami LEI, maka kestabilan *rudder* dikondisikan sebagai berikut: $V_V = 0,083$, $C_{NDR} = -0.0022889/degree$, koefisien lift $C_L = 1,8837$ dan *angle of attack* (α) = 8,3277.

Keywords: *Left engine in operatif*, *vertical volume*, *Digital Datcom*, *Angle of attack*

PENDAHULUAN

Indonesia merupakan salah satu negara kepulauan terbesar di dunia yang terdiri dari 17.504 pulau dari Sabang sampai Merauke [5]. Peningkatan moda transportasi penumpang dan logistik antar pulau mayoritas menggunakan jalur laut sebesar 7,5% dari tahun 2015 [6].

Pesawat udara merupakan salah satu alat transportasi yang paling efektif untuk menghubungkan jalur lalu lintas antar pulau. Penerbangan perintis adalah solusi dalam mengatasi jalur penghubung daerah – daerah terpencil [6].

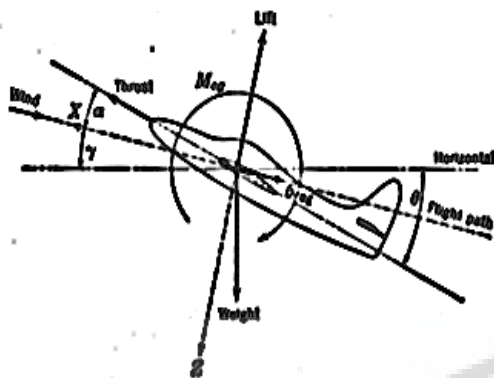
Left Engine Inoperatif (LEI) adalah kondisi mesin pada bagian kiri pesawat terbang tidak berfungsi yang disebabkan oleh faktor cuaca atau faktor kerusakan mekanik. Kondisi LEI dapat diatasi dengan memanfaatkan *Rudder* atau ekor pesawat sebagai tumpuan agar pesawat tetap dalam [1].

Titik berat pesawat (*cg*) harus berada di depan *aerodynamic force* dimana pesawat akan membutuhkan “*longitudinal dihedral*” untuk mendapatkan kestabilan [2]. Perhitungan analisis meliputi, *Angle Of Attack* (α), *Coefisien Lift* (C_L). [3]. Tujuan dalam penelitian ini adalah mengetahui karakteristik aerodinamika *rudder*. Metodologi penelitian dengan cara analisis aerodinamika *rudder* menggunakan simulasi software *Digital DATCOM*

DASAR TEORI

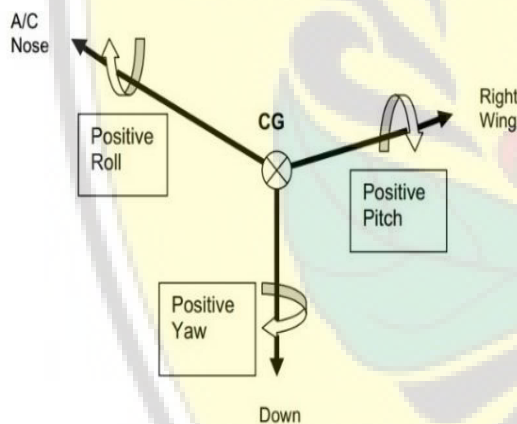
Prinsip saat pesawat mengudara, terdapat 4 gaya utama yang bekerja pada pesawat, yakni *Thrust* atau gaya dorong (T), *drag* atau gaya hambat (D), *Lift* atau gaya angkat (L), dan *Weight* atau gaya berat pesawat (W). Pada saat *cruise* atau pesawat sedang menjelajah pada kecepatan dan ketinggian konstan, ke 4 gaya tersebut berada dalam kesetimbangan: *Thrust = Drag* dan *Lift = Weight*. Pesawat *take off* dan *landing*, terjadi akselerasi dan deselerasi yang dapat dijelaskan menggunakan Hukum II Newton adalah total gaya sama dengan massa dikalikan dengan percepatan. Pada saat *take off*, pesawat mengalami akselerasi dalam arah horisontal dan vertikal. Nilai *Lift* harus lebih besar dari *Weight*, demikian juga *Thrust* lebih besar dari *Drag*. Daya mesin yang besar pada saat *take off*. Gagal *take off* bisa disebabkan karena kurangnya daya mesin karena berbagai hal: kerusakan mekanik, *human error*, gangguan eksternal, ataupun gangguan sistem pada pesawat [4]

Gerak pesawat udara disini adalah sikap (*attitude*) serta laju perubahan sikap pesawat udara diukur relatif terhadap tata acuan koordinat yang dipilih tersebut. Sikap suatu pesawat udara relatif terhadap tata acuan koordinat yang dipilih dinyatakan melalui sudut-sudut orientasi. [7]



Gambar 1. Sudut orientasi pesawat udara dalam melukiskan sikap terbang (Courland D.Perkins, 1949).

Laju perubahan sikap akan dinyatakan sebagai laju perubahan sudut-sudut orientasi Tata acuan koordinat benda ini mewakili geometri pesawat udara tersebut didalam mendefinisikan sudut-sudut orientasinya terhadap tata acuan koordinat yang dipilih secara konsisten, yang diilustrasikan pada gambar 1.



Gambar 2. Sumbu pada pesawat udara dalam melukiskan sikap terbang (PT DI)

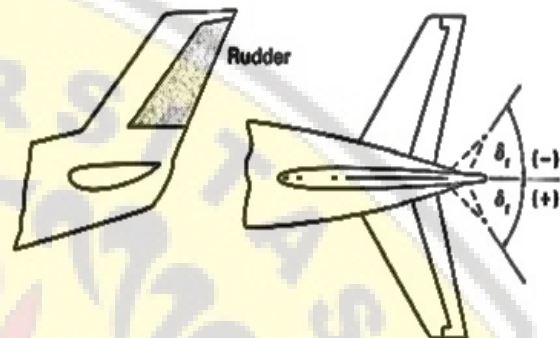
Sumbu pada pesawat terbang pada keadaan LEI diilustrasikan pada gambar 2, sebagai acuan nilai LEI. Pembahasan gerak pesawat udara meliputi beberapa hal antara lain:

1. Kemampuan pesawat untuk menjaga kondisi keseimbangan dimana seluruh gaya dan momen yang bekerja pada pesawat udara saling meniadakan. Kondisi pesawat pada posisi yang konstan relatif terhadap titik koordinat kondisi keseimbangan ini disebut *trim*.
2. Kendali posisi pesawat udara bertujuan mengubah kedalam kondisi stabil. Perubahan

posisi seimbang dilakukan melalui proses pengendalian tuas kemudi.

Kontrol Direksional Pesawat Terbang

Direksional kontrol adalah sebuah permukaan kontrol yang dikenal *rudder* terletak di *vertical tail* yang diilustrasikan pada gambar 2 dengan merotasi *flap*. Gaya angkat pada permukaan ekor vertikal divariasikan untuk membuat *yawing moment*, ukuran *rudder* ditentukan oleh kontrol direksional yang dibutuhkan. *yawing moment* dihasilkan oleh rudder tergantung pada perubahan gaya angkat yang terjadi di ekor vertikal berdasarkan jarak defleksi *rudder*. [2]



Gambar 3. Kontrol Direksional dengan Rudder (Robert C.Nelson,1998)

Gambar 3 mengilustrasikan posisi *coefisien yawing deflection of rudder (C_{NDR})* untuk menunjukkan *C_{NDR}* bernilai positif atau negative. Rumus perhitungan yang dipakai untuk mendapat nilai kestabilan

$$L = 1,25oew \times 9,81$$

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho (VMCA \times 0,5144)^2 \times S_w} (N)$$

Dengan:

- C_L* = Coefisien Lift (1/deg)
- L* = Gaya Lift
- ρ = Massa Jenis (kg/m³)
- V_{MCA}* = Velocity minimum Control At Air (m/s²)
- S_w* = Wing Area (m²)

METODOLOGI PENELITIAN

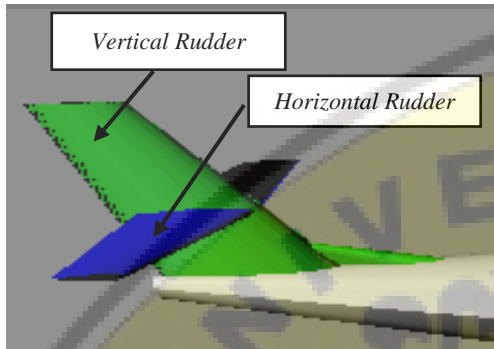
Penelitian ini menggunakan metode simulasi pemodelan. Data yang dihasilkan dari simulasi akan digunakan untuk menghitung besarnya *C_L* dan *angle of attack (α)* pada pesawat terjadi LEI.

. Peralatan yang digunakan dalam simulasi adalah sebagai berikut:

- *Software digital datcom*

Tahap – tahap penelitian yang dilakukan antara lain :

- a) Melakukan studi lapang pesawat N2XX;
- b) Melakukan studi literatur;
- c) Menentukan parameter yang diperlukan dalam penelitian;
- d) Melakukan simulasi dengan variasi sudut serang 0.0790, 0.0810, 0.0830, 0.0850, 0.0870, 0.0890, 0.0910;
- e) Perhitungan pada analisa simulasi
- f) Kesimpulan



Gambar 4. Pemodelan aerodinamika pesawat Terbang Tipe N2XX

Tabel 1 Data Input Analisis

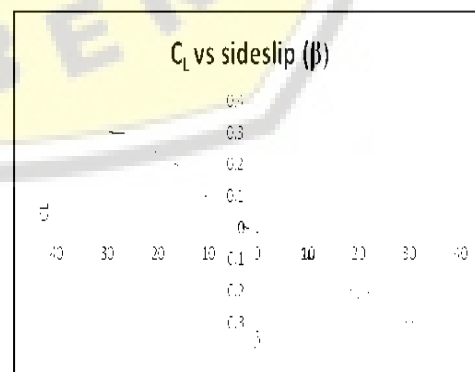
INPUT DATA		
PARAMETER	NILAI	SATUAN
Temperature pada ISA	20	
Altitude	2400	ft
Densitas udara (ρ)	1.066	kg/m ³
Wing Area (S_w)	41.5	m ²
Wing Span (b)	19.5	m
Lateral Engine Position (Y_{eng})	0	m
Vertical Tail Area, (S_v)	8.34	m ²
Vertical Tail Arm	8.31	m
Rudder Deflection for One Engine Inoperative, (dR)	-20	deg
K corection	1.56	

Tabel 2 Variasi C_{NDR} dengan V_v

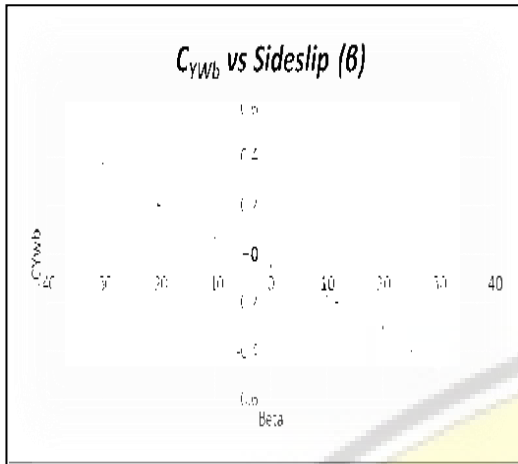
V_v	C_{NDR}
	(1/deg)
0.0790	-0.00218
0.0810	-0.00223
0.0830	-0.00229
0.0850	-0.00234
0.0870	-0.0024
0.0890	-0.00245
0.0910	-0.00251

HASIL DAN PEMBAHASAN

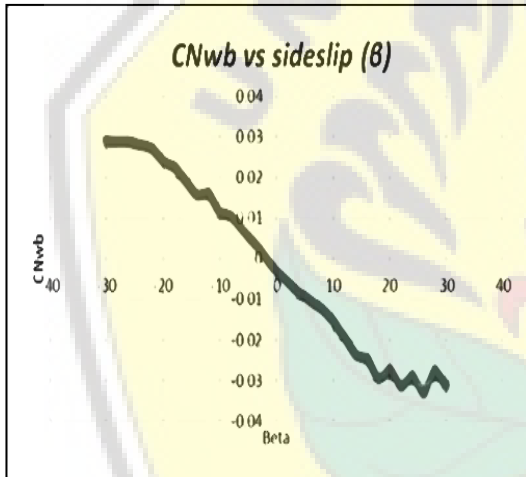
Hasil simulasi dari pemodelan *software Digital DATCOM* menunjukkan besarnya aerodinamika pesawat pada saat kondisi LEI. Hasil aerodinamika pada ke 4 grafik merupakan kontribusi pesawat, *wing-body tail*, dan *vertical tail* dalam mempengaruhi kestabilan pesawat terbang. C_N merupakan koefisien *yawing moment* dan C_Y merupakan koefisien *sideforce* pesawat. Nilai gaya angkat aerodinamika diilustrasikan pada gambar 5. Hubungan koefisien gaya angkat rudder terhadap *sideslip* (β), gambar 6. Hubungan *wing-body tail* terhadap *sideslip* (β), gambar 7. Grafik hubungan momen yawing terhadap *sideslip* (β), dan gambar 8. hubungan momen *rolling* terhadap *slide slip* (β). Kondisi C_N dikatakan stabil karena besarnya *yawing moment* berbanding lurus dengan *sideslip angle* (β), jika berupa *wing-body tail* pesawat tidak stabil dan dari gambar 6. Hubungan *wing-body tail* terhadap *sideslip* (β) dapat membuktikan *vertical tail* berpengaruh untuk kestabilan pesawat terbang. Defleksi *rudder* negatif maka akan dihasilkan *sideforce* negatif sehingga dapat diartikan bahwa hubungan antara besarnya *sideforce* dan *sideslip* sebesar sudut (β) harus berkebalikan



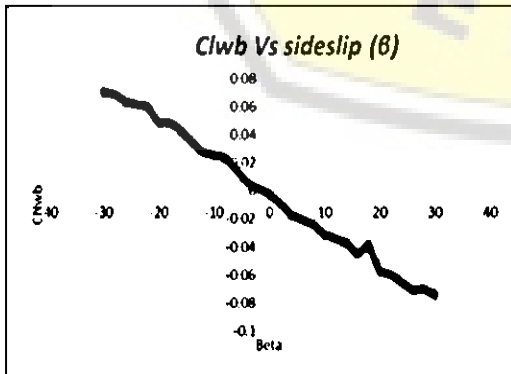
Gambar 5. Hubungan Koefisien Gaya Angkat Rudder Terhadap *sideslip*



Gambar 6. Hubungan Wing-Body Tail Terhadap sideslip (β)

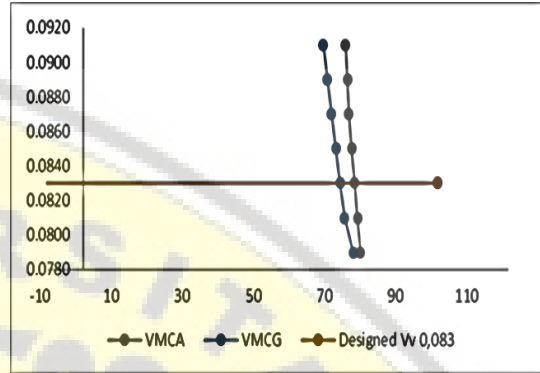


Gambar 7. Grafik Hubungan Momen Yawing Terhadap sideslip (β)

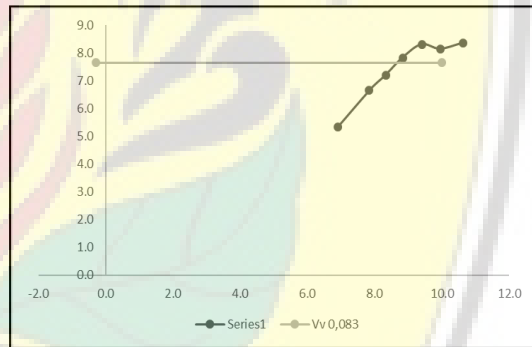


Gambar 8. Hubungan Momen Rolling Terhadap Slide Slip (β)

Setelah data aerodinamika diperoleh dilakukan analisis pada *velocity control at ground* (V_{MCG}), *velocity minimum control at air* (V_{MCA}), defleksi aileron untuk mendapatkan nilai C_L dan *angle of attack*. Besarnya nilai V_{MCG} dengan V_{MCA} pada saat pesawat mengalami LEI diilustrasikan pada gambar 9. Perbandingan hasil nilai V_{MCG} dengan V_{MCA} , dengan $V_v=0,83$ sebagai sumbu potong pada grafik.

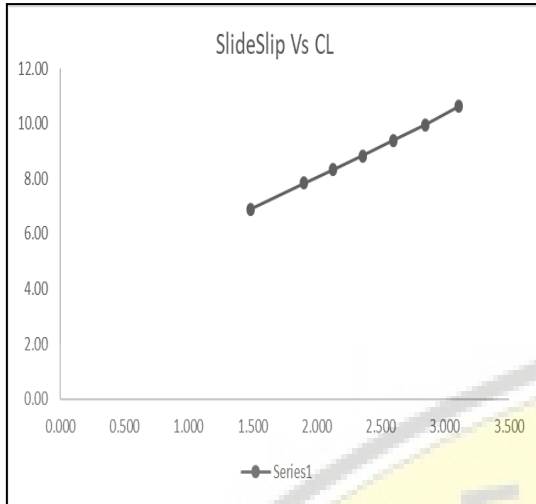


Gambar 9. Perbandingan nilai V_{MCG} dengan V_{MCA}



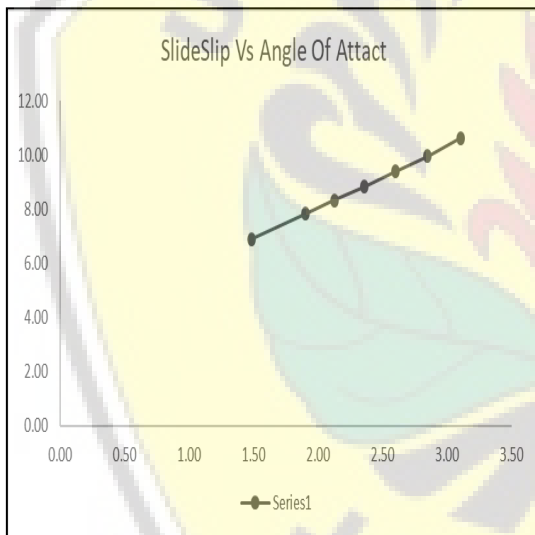
Gambar 10. Defleksi aileron terhadap angle off attack.

Nilai yang diilustrasikan pada gambar 10. Defleksi aileron terhadap *angle of attack* merupakan nilai yang dibutuhkan pesawat terbang ketika mengalami LEI pada saat terbang atau tinggal landas.



Gambar 11. Nilai C_L terhadap *Slideslip*

Nilai yang diilustrasikan pada gambar 11. Nilai C_L terhadap *slideslip* merupakan nilai yang dibutuhkan pesawat terbang ketika mengalami LEI pada saat terbang.



Gambar 12. Nilai *angle of attact* terhadap *slideslip*

Nilai yang diilustrasikan pada gambar 12. Nilai *angle of attact* terhadap *slideslip* merupakan nilai yang dibutuhkan pesawat terbang ketika mengalami LEI pada saat terbang.

KESIMPULAN

1. Koefisien yang dipakai bernilai negatif karena pengaruh dari LEI
2. V_v yang dapat dipakai untuk mencapai kestabilan LEI sebesar 0,083
3. Besarnya $\alpha = 8.328$ dengan besar $C_L = 1.854$

4. Semakin tinggi nilai V_v yang dipakai semakin tinggi nilai defleksi pada aileron pada kondisi LEI

SARAN

Setelah dilakukan Pemodelan dan analisis maka muncul beberapa saran untuk penelitian selanjutnya.

1. Uji sensitivitas hanya dilakukan dengan memanfaatkan *software* JavaFoil, Digital DATCOM, dan ESDU No. 88003. Selanjutnya diharapkan terdapat kajian yang lebih mendalam dan komprehensif mengenai parameterparameter optimalisasi yang diajukan pada saat ini maupun di kemudian hari.
2. Menghitung data sidewash dengan metoda numerik maupun eksperimental

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Aviation Occurrence Investigation Engine.2003. *Power Loss Atsb Transportsafety Investigation Report: Australia*
- [2] Nelson, Robert C. 1942. *Flight Stability and Automatic Control* 2nd. JOHN WILEY & SONS, INC: New York
- [3] Atashgah, M. A. Amiri dan Pribadi, Gatot M. 2003. *Vertical Tail Plane Sizing For ITTP-TC Configuration 2A and 2B kerja sama PT Dirgantara Indonesia dan HESA Iran Aircraft Manufacturing Co.*
- [4] Roskam, Jan. 1985. *Airplane Design*. Kansas: Roskam Aviation and Engineering Corporation.
- [5] Badan Pusat Statistik. 2013. *Proyeksi Penduduk Indonesia Indonesia Population Projection*. Jakarta: Badan Pusat Statistik-Indonesia.
- [6] Avianto, Mohamad, (2001), *Pengukuran Kualitas Layanan Angkutan Udara Rute Bandung-Surabaya*, Tesis Magister Program Studi Transportasi ITB, Bandung
- [7] McCormick, Barnes W. 1979. *Aerodynamics, Aeronautics, and Flight Mechanics*. USA: John Wiley and Sons, Inc
- [8] Astoto, Yitno Dwi dkk. 2002. *VERTICAL TAIL PLANE SIZING PT DIRGANTARA INDONESIA (IAe)*
- [9] St. Louis Division. 1979. *The USAF Stability and Control DATCOM Volume I, Users Manual*. Missouri: McDonnell Douglas Astronautics Company
- [10] A. C. Kermode. 2006. *Mechanics Of Flight*: Pearson Education Limited