

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].

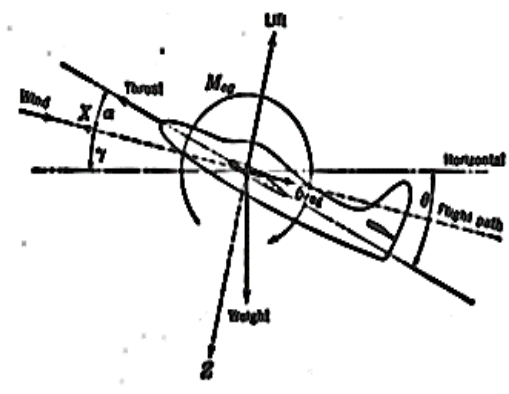
Left Engine Inoperatif (LEI) adalah kondisi mesin pada bagian kiri pesawat terbang tidak berfungsi yang disebabkan oleh faktor cuaca atau faktor kerusakan mekanik. Kondisi LEI dapat diatasi dengan memanfaatkan *Rudder* atau ekor pesawat sebagai tumpuan agar pesawat tetap dalam [1].

Titik berat pesawat (c_g) 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

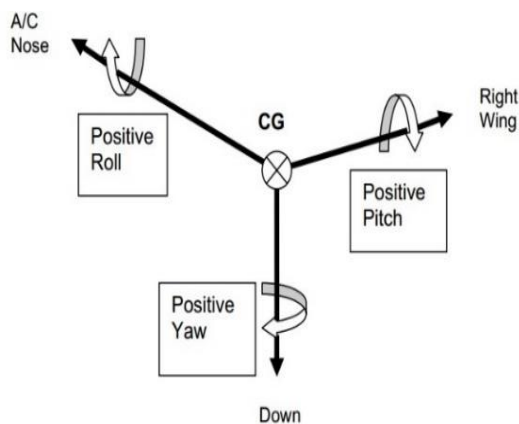
Prinsip saat pesawat mengudara, terdapat 4 gaya utama yang bekerja pada pesawat, yakni *Thrust* atau gaya dorong (T), *drag* atau gaya hambat (D), *Lift* atau gaya angkat (L), dan *Weight* atau gaya berat pesawat (W). Pada saat *cruise* atau pesawat sedang menjelajah pada kecepatan dan ketinggian konstan, 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)

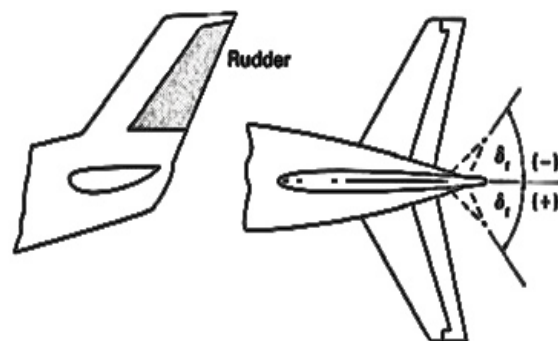
Sumbu pada pesawat terbang pada keadaan LEI diilustrasikan pada gambar 2, sebagai acuan nilai LEI. Pembahasan gerak pesawat udara meliputi beberapa hal antara lain:

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

$$L = 1,250ew \times 9,81$$

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

Dengan:

C_L = Coefisien Lift (1/deg)

L = Gaya Lift

ρ = Massa Jenis (kg/m^3)

V_{MCA} = Velocity minimum Control At Air (m/s^2)

S_w = Wing Area (m^2)

METODOLOGI PENELITIAN

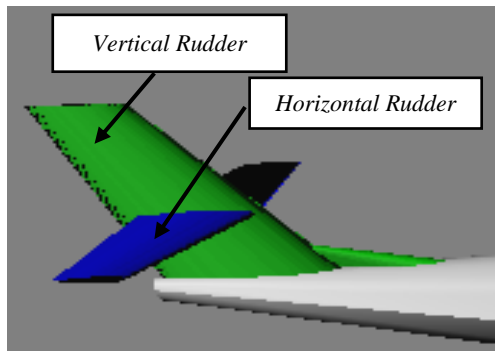
Penelitian ini menggunakan metode simulasi pemodelan. Data yang dihasilkan dari simulasi akan digunakan untuk menghitung besarnya C_L dan *angle of attack* (α) pada pesawat terjadi LEI.

. Peralatan yang digunakan dalam simulasi adalah sebagai berikut:

- *Software digital datcom*

Tahap – tahap penelitian yang dilakukan antara lain :

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



Gambar 4. Pemodelan aerodinamika pesawat Terbang Tipe N2XX

Tabel 1 Data Input Analisis

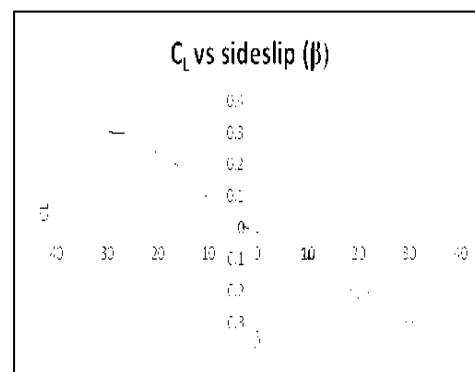
INPUT DATA		
PARAMETER	NILAI	SATUAN
Temperature pada ISA	20	
Altitude	2400	ft
Densitas udara (ρ)	1.066	kg/m ³
Wing Area (S_w)	41.5	m ²
Wing Span (b)	19.5	m
Lateral Engine Position (Y_{eng})	0	m
Vertical Tail Area, (S_v)	8.34	m ²
Vertical Tail Arm	8.31	m
Rudder Deflection for One Engine Inoperative, (dR)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

Tabel 2 Variasi C_{NDR} dengan V_v

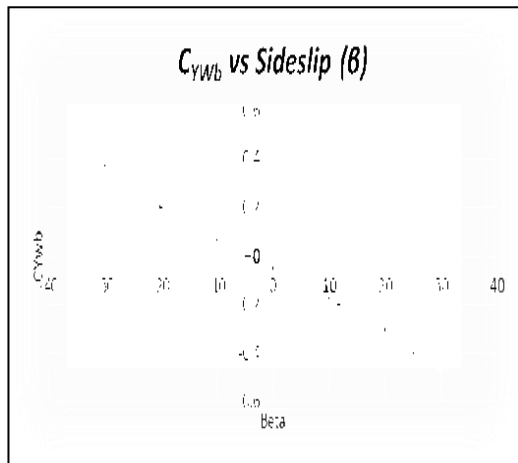
V_v	C_{NDR}
	(1/deg)
0.0790	-0.00218
0.0810	-0.00223
0.0830	-0.00229
0.0850	-0.00234
0.0870	-0.0024
0.0890	-0.00245
0.0910	-0.00251

HASIL DAN PEMBAHASAN

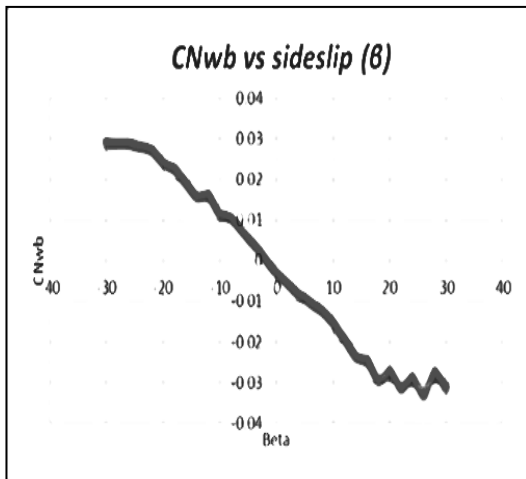
Hasil simulasi dari pemodelan *software Digital DATCOM* menunjukkan besarnya aerodinamika pesawat pada saat kondisi LEI. Hasil aerodinamika pada ke 4 grafik merupakan kontribusi pesawat, *wing-body tail*, dan *vertical tail* dalam mempengaruhi kestabilan pesawat terbang. C_N merupakan koefisien *yawing 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



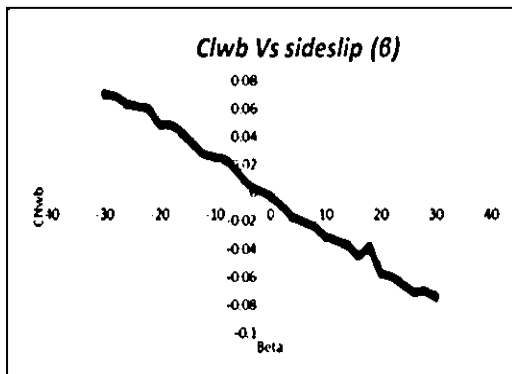
Gambar 5. Hubungan Koefisien Gaya Angkat Rudder Terhadap *sideslip*



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

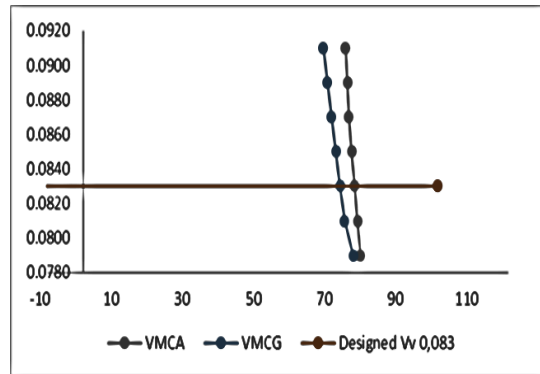


Gambar 7. Grafik Hubungan Momen Yawing Terhadap sideslip (β)

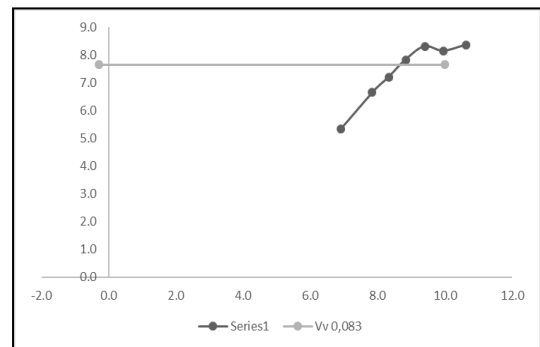


Gambar 8. Hubungan Momen Rolling Terhadap Slide Slip (β)

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.

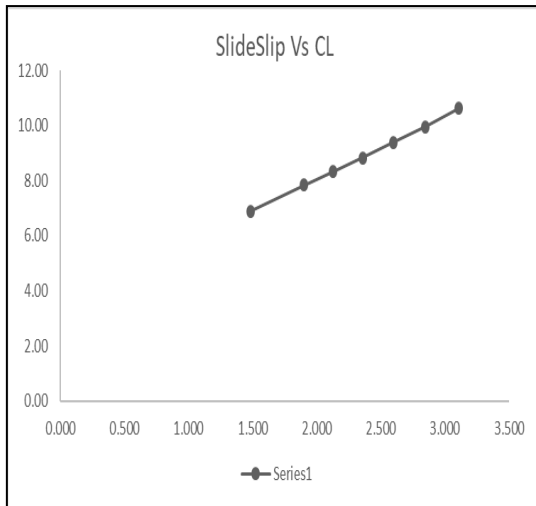


Gambar 9. Perbandingan nilai V_{MCG} dengan V_{MCA}



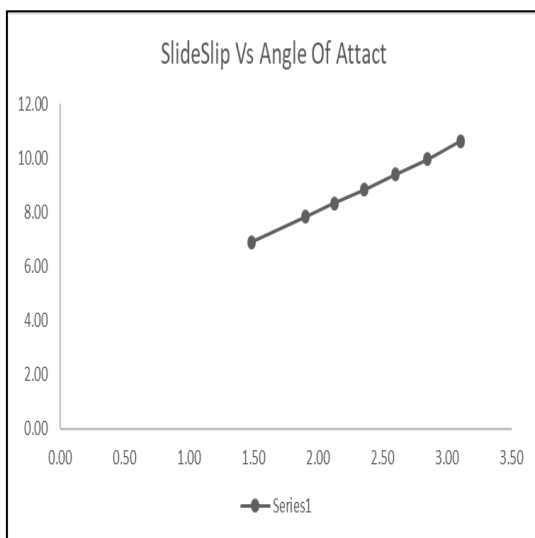
Gambar 10. Defleksi aileron terhadap angle off attack.

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*