

# Analisis Aerodinamika Pesawat MFE Fighter Menggunakan CFD pada Matra Lateral-Direksional

Prasetyo Ardi P.S.<sup>1</sup>, Ardian Rizaldi<sup>2</sup>, Angga Septiyana<sup>3</sup>, Novita Atmasari<sup>4</sup>, Eries Bagita J.<sup>5</sup>, Yusuf Giri W.<sup>6</sup>, Fuad Surastyo P.<sup>7</sup>

<sup>1-7</sup>Pusat Teknologi Penerbangan, LAPAN, Bogor 16350  
<sup>1</sup>E-mail : susenoprasetyo@yahoo.com

## ABSTRAK

Makalah ini membahas tentang simulasi dan analisis aerodinamika numerik pada pesawat terbang tak berawak (UAV) dengan konfigurasi konvensional. Di samping itu juga dibahas tentang pemodelan geometri dan meshing yang digunakan dalam simulasi. Simulasi numerik berbasis pada persamaan rata-rata Reynolds Navier-Stokes dengan model turbulensi K- $\epsilon$ . Tujuan dari makalah ini adalah untuk mendapatkan turunan stabilitas lateral-direksional terhadap sudut slip ( $\beta$ ). Untuk memvalidasi simulasi numerik yang dilakukan, data hasil simulasi dibandingkan dengan hasil USAF Digital DATCOM dan XFLR-5. Prediksi CFD menghasilkan nilai  $C_{Y\beta} = -0.275$ ,  $C_{l\beta} = -0.040$  dan  $C_{n\beta} = 0.464$  sehingga dapat disimpulkan bahwa pesawat MFE Fighter memenuhi syarat kestabilan statik matra lateral-direksional. Hasil yang didapatkan juga menunjukkan kesesuaian yang baik terhadap metode pembandingan.

### Kata Kunci

Simulasi, aerodinamika, CFD, UAV, ANSYS, Fluent

## 1. PENDAHULUAN

Pesawat terbang tak berawak (UAV) merupakan wahana terbang dimana pengendali (pilot) berada di luar wahana. UAV dapat digunakan untuk berbagai hal misalnya untuk pemantauan, pemetaan, fotografi, rekreasi, sarana pelatihan pilot, hingga sebagai target tembak. Di Indonesia sendiri, khususnya di Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional (LAPAN), UAV terus dikembangkan untuk menghasilkan pesawat – pesawat yang mampu bersaing dan mampu memenuhi kebutuhan pasar. Salah satu UAV yang dipakai dalam penelitian adalah UAV MFE fighter. Pesawat ini dipakai untuk menguji sistem avionik yang dikembangkan oleh LAPAN. Akan tetapi data parameter aerodinamika pesawat ini sendiri masih belum tersedia. Oleh karena itu makalah ini disusun dengan tujuan untuk memberikan parameter aerodinamika MFE khususnya untuk matra lateral-direksional dengan menggunakan CFD dengan solver FLUENT. Simulasi serupa telah dilakukan sebelumnya untuk pesawat LSU-05/LSU-5 NG[1&2] dan dijadikan sebagai referensi dalam penulisan makalah ini.

Pesawat MFE fighter memiliki 2 macam variasi yaitu jenis pesawat *fixed wing* dan *hybrid VTOL*. Pada makalah ini pesawat yang diuji dan disimulasikan adalah pesawat MFE fighter jenis *fixed wing*. MFE Fighter memiliki konfigurasi konvensional dengan 2 mesin *propeller* pada bagian wing. UAV ini tidak memiliki landing gear sehingga untuk terbang landas pesawat dioperasikan

dengan cara dilempar atau menggunakan *launcher*. Sementara itu, untuk mendarat pesawat menggunakan bagian bawah badannya (*belly landing*). Pada bagian bawah badannya terdapat karet untuk mengurangi benturan pada saat landing dan mengurangi kemungkinan kerusakan *payload*.

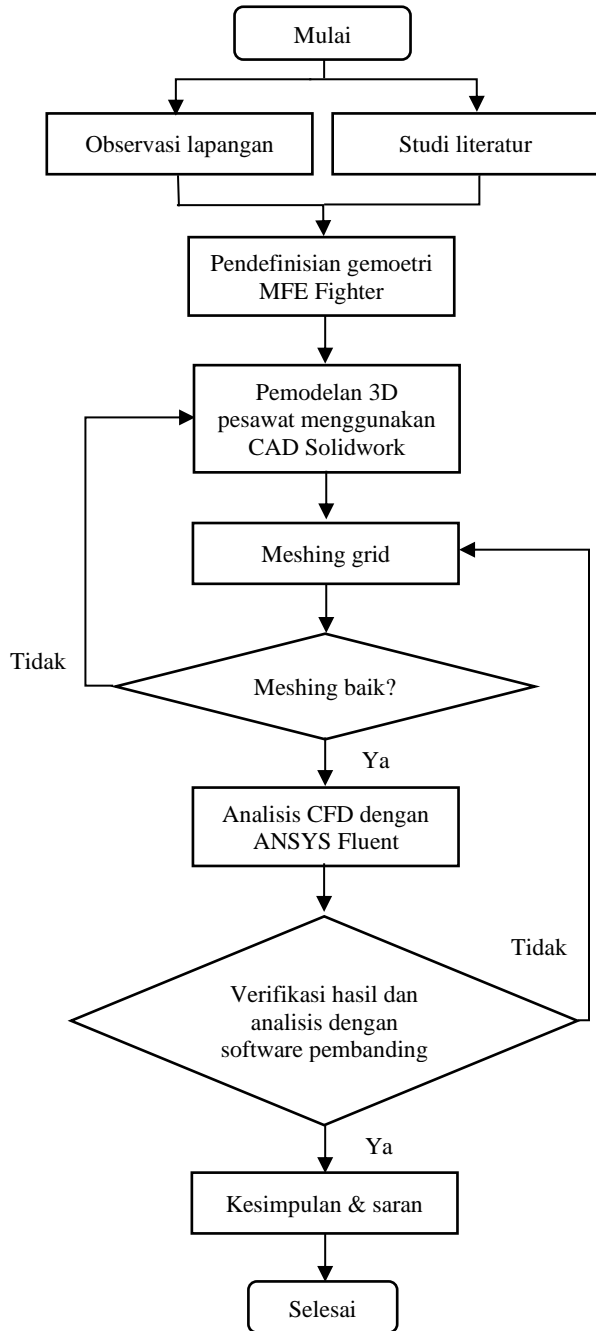
MFE fighter menggunakan material sterofoam dengan penguat polimer pada bagian sambungan dan tempat mesin. Sterofoam dan penguat direkatkan menggunakan lem. Berat take-off pesawat standar adalah 7,6 kg. Namun pesawat ini didesain sanggup mengangkat beban hingga MTOW 11 kg. MFE fighter menggunakan mesin Cruise 5015 KV210 Disc Motor VTO. Pesawat ini menggunakan bahan bakar baterai. Spesifikasi pesawat MFE Fighter ditunjukkan pada tabel 1.

Tabel 1. Spesifikasi UAV MFE Fighter.

Parameter	Nilai
Rentang sayap	2.43 m
Panjang fuselage	1.45 m
Tinggi fuselage	0.18 m
Luas sayap	0.725 m <sup>2</sup>
Payload maksimum	1.5 kg
Jarak terbang maksimum	>250 km
MTOW	11.5 kg
Kecepatan terbang rekomendasi	17-20 m/s
Kecepatan stall	10 m/s
Ketinggian ceiling	4000 m
Berat kosong	7.1 kg
Ukuran kabin payload	0.28 x 0.16 x 0.11 m

## 2. METODOLOGI

Alur penelitian masalah analisis karakteristik aerodinamika pada MFE Fighter ini digambarkan dalam diagram alir berikut.

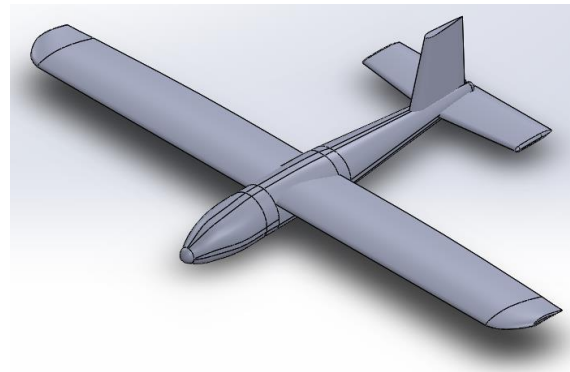


Gambar 1. Diagram Alir penelitian

## 3. PEMODELAN

### 3.1 Geometri

Model solid 3 dimensi dibangun dengan menggunakan Solidworks untuk memenuhi kebutuhan analisis CFD. Titik nol (*origin*) diset pada hidung pesawat. Model yang telah dibuat ditunjukkan pada gambar 2. Untuk penyederhanaan perhitungan pada makalah ini bagian *engine* (termasuk *propeller*) tidak dimodelkan.



Gambar 2. Model 3 dimensi MFE Fighter

Pada bagian permukaan pesawat diberlakukan kondisi dinding “*no-slip*” untuk simulasi viskous. Hal ini akan menjamin tidak ada kecepatan normal maupun tangensial di sepanjang permukaan pesawat[3]

### 3.2 Matra Gerak Pesawat Udara

Pada umumnya, analisis gaya dan momen aerodinamika pesawat dimulai dengan kondisi awal dimana pesawat diasumsikan dalam kondisi terbang lurus stasioner atau disebut juga dengan kondisi trim. Pada kondisi trim ini, seluruh percepatan linier dan anguler serta seluruh percepatan anguler berharga nol. Jika diberikan simpangan kecil pada bidang kendali aerodinamika, maka pesawat udara keluar dari kondisi stasionernya dan bergerak relatif terhadap kondisi stasionernya. Dilihat dari ketergantungan gaya dan momen pada variabel simpangan kecil ini, gaya dan momen aerodinamika dapat dikelompokkan menjadi dua kelompok. Kelompok yang bergantung pada variabel sudut serang ( $\alpha$ ), laju angguk ( $q$ ), dan defleksi elevator ( $\delta_e$ ) disebut dengan matra longitudinal. Yang termasuk dalam matra ini antara lain adalah gaya hambat ( $D$ ), gaya angkat ( $L$ ) dan momen angguk ( $m$ ). Kelompok kedua bergantung pada variabel sudut slip ( $\beta$ ), laju guling ( $p$ ), laju geleng ( $r$ ), defleksi aileron ( $\delta_a$ ), dan defleksi rudder ( $\delta_r$ ). Yang termasuk dalam matra ini antara lain adalah gaya samping ( $Y$ ), momen guling ( $l$ ) dan momen geleng ( $n$ ).

### 3.3 Model Aliran

Model turbulensi  $k-\epsilon$ [4] merupakan model 2 persamaan dimana solusi dari 2 persamaan transport yang terpisah memungkinkan kecepatan turbulen dan skala panjang untuk ditentukan secara independen. Model ini telah menjadi salah satu model utama untuk perhitungan praktis dalam rekayasa aliran semenjak diperkenalkan oleh lauder dan Spalding[5&6].

Model  $k-\epsilon$  merupakan model semi-empiris berbasis pada model persamaan transport untuk energi kinetik turbulen ( $k$ ) dan laju dissipasi ( $\epsilon$ ). Persamaan model transport untuk  $k$  diturunkan dari persamaan exact sedangkan persamaan model transport untuk  $\epsilon$  didapatkan menggunakan penalaran fisik dan memiliki sedikit kemiripan dengan persamaan pasangannya. Dalam penurunan model  $k-\epsilon$ , diasumsikan bahwa aliran turbulen penuh, dan efek viskositas molekular dapat diabaikan. Energi kinetik dan laju dissipasi didapatkan dari persamaan transport berikut[6]:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{u_i}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k + G_b - \rho \epsilon - Y_M + S_k \quad (1)$$

dan

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \epsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \epsilon u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{u_i}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right] + C_{1\epsilon} \frac{\epsilon}{k} + (G_k + C_{3\epsilon} G_b) - C_{2\epsilon} \rho \frac{\epsilon^2}{k} + S_\epsilon \quad (2)$$

Pada persamaan di atas  $G_k$  merepresentasikan pembangkit energi kinetik turbulen akibat gradien rata-rata kecepatan.  $G_b$  adalah pembangkit energi turbulen akibat daya apung (*buoyancy*) dan  $Y_M$  merepresentasikan kontribusi fluktuasi dilatasi pada turbulensi kompresibel terhadap laju dissipasi secara keseluruhan.  $C_{1\epsilon}, C_{2\epsilon}, C_{3\epsilon}$  adalah konstanta.  $\sigma_k$  dan  $\sigma_\epsilon$  masing-masing adalah nomor turbulensi Prandtl untuk  $k$  dan  $\epsilon$ .  $S_k$  dan  $S_\epsilon$  adalah parameter input yang ditentukan oleh pengguna.

### 3.4 Pembentukan Grid dan Mesh

Domain fisik dibuat dengan ukuran 5 kali panjang *fuselage* untuk arah aliran keluar, 2 kali panjang *fuselage* untuk arah kesamping, atas dan bawah, dan 1 kali panjang *fuselage* untuk aliran masuk. Perapatan mesh pada bagian permukaan pesawat diatur untuk menangkap fenomena lapisan batas. Ukuran mesh ideal pada lapisan batas ini bisa didekati dengan menggunakan teori lapisan batas pada pelat datar[7] dengan formula berikut:

$$Re_x = \frac{\rho U_\infty \bar{c}}{\mu} \quad (3)$$

$$C_f = \frac{0.026}{Re_x^{1/7}} \quad (4)$$

$$\tau_{wall} = \frac{C_f \rho U_\infty}{2} \quad (5)$$

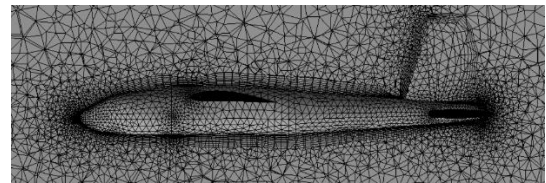
$$U_{fric} = \sqrt{\frac{\tau_{wall}}{\rho}} \quad (6)$$

$$\Delta s = \frac{y^+ \mu}{U_{fric} \rho} \quad (7)$$

Pada daerah dekat dengan permukaan aliran sangat dipengaruhi oleh viskositas[8&9]. Daerah ini terbagi menjadi 3 bagian (sesuai dengan nilai  $y^+$ ) yakni:

- Sub lapisan *Viscous* ( $y^+ < 5$ )
- Lapisan *buffer* atau *blending region* ( $5 < y^+ < 30$ )
- Daerah turbulen penuh atau daerah hukum-log ( $y^+ > 30$  sampai dengan 60)

Untuk fungsi dinding pada aliran turbulen, diinginkan harga  $y^+$  mendekati batas bawah ( $y^+ \approx 30$ )[10]. Selanjutnya dengan menggunakan rumusan di atas dihasilkan jarak lapisan minimum untuk menangkap efek lapisan batas pada permukaan pesawat sebesar 3 mm.



Gambar 3. Elemen grid untuk MFE Fighter

### 3.5 Perhitungan gaya Aerodinamik dan Koefisien Momen

Untuk sudut serang  $\alpha = 0$ , konversi matriks koefisien gaya dan momen oleh sudut slip samping diberikan oleh:

$$\begin{bmatrix} C_D \\ C_Y \\ C_L \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\beta) & \sin(\beta) & 0 \\ \sin(\beta) & \cos(\beta) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} C_{\bar{x}} \\ C_{\bar{y}} \\ C_{\bar{z}} \end{bmatrix} \quad (8)$$

dan

$$\begin{bmatrix} C_l \\ C_m \\ C_n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\beta) & \sin(\beta) & 0 \\ \sin(\beta) & \cos(\beta) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} C_{m,\bar{x}} \\ C_{m,\bar{y}} \\ C_{m,\bar{z}} \end{bmatrix} \quad (9)$$

### 3.6 Kriteria Kestabilan Statik Matra Lateral – Direksional

Pada matra lateral-direksional, jalur penerbangan tidak lagi berada di bidang simetri. Ini berarti arah angin relatif terhadap pesawat akan membentuk sudut kepada garis tengah pesawat yang didefinisikan sebagai sudut slip. Kestabilan statik matra lateral-direksional bersangkutan dengan kecenderungan pesawat untuk kembali ke kestabilan setelah diganggu pada sudut slip samping dan roll[11]. Hal ini ditentukan oleh nilai momen guling dan momen geleng. Gaya samping hanya mengatur respon gerak translasi pesawat dan tidak memiliki efek pada gerak angular, namun pada makalah ini gaya samping akan tetap dianalisis.

Sudut bank,  $\Phi$ , memiliki efek tak langsung pada momen guling. Ketika pesawat berguling pada sudut bank tertentu, komponen berat pesawat akan bekerja pada

sumbu-Y sehingga menyebabkan adanya ketidakseimbangan gaya. Ketidakseimbangan gaya pada arah Y,  $F_Y$ , akan menghasilkan sudut slip samping yang mempengaruhi momen guling yang dihasilkan.  $C_{l\beta}$ , yang sering disebut sebagai “efek dihedral” adalah ukuran dari kecenderungan awal pesawat untuk berguling ketika diganggu pada sudut slip samping.  $C_{l\beta}$  merupakan parameter dominan untuk kestabilan statik lateral pesawat. Untuk efek dihedral yang stabil,  $C_{l\beta}$  haruslah bernilai negatif. ( $C_{l\beta} < 0$ ).

Ketika pesawat memiliki suatu sudut slip, gaya aerodinamik akan membuat momen pada ketiga sumbu. Momen yang dihasilkan pada sumbu-z akan menyebabkan hidung pesawat menuju atau menjauhi arah angin relatif. Pesawat dikatakan memiliki kestabilan direksional positif apabila momen yang diciptakan oleh sudut slip samping cenderung untuk mensejajarkan hidung pesawat terhadap arah angin relatif. Pesawat yang demikian dikatakan memiliki momen geleng positif ( $C_{n\beta} > 0$ ).

#### 4. HASIL DAN ANALISIS

##### 4.1 Hasil Simulasi

Hasil simulasi yang telah dilakukan dengan memvariasikan sudut slip samping ditampilkan tabel 2.

Tabel 2. Hasil simulasi aerodinamika MFE Fighter dengan memvariasikan sudut slip.

Case	Side Force	Roll Moment	Yaw Moment
$\beta = 0^\circ$	-0.10 N	-0.067 J	0.08 J
$\beta = 4^\circ$	-3.64 N	-0.316 J	1.97 J
$\beta = 8^\circ$	-7.27 N	-0.520 J	3.92 J
$\beta = 12^\circ$	-10.11 N	-0.545 J	5.35 J
$\beta = 16^\circ$	-13.32 N	-0.766 J	7.06 J

Pada kasus  $\beta = 0^\circ$  muncul sedikit gaya dan momen asimetri yang kemungkinan ditimbulkan adanya turbulensi aliran yang tidak simetri pula. Namun gaya dan momen yang ditimbulkan relatif kecil sehingga dapat diabaikan.

Koefisien gaya samping ( $C_y$ ), momen roll ( $C_l$ ) dan momen yaw ( $C_n$ ) didapat dengan menggunakan formula 10-12 dan parameter simulasi yang telah ditampilkan pada tabel 1. Hasil perhitungan parameter aerodinamika ditampilkan pada tabel 3.

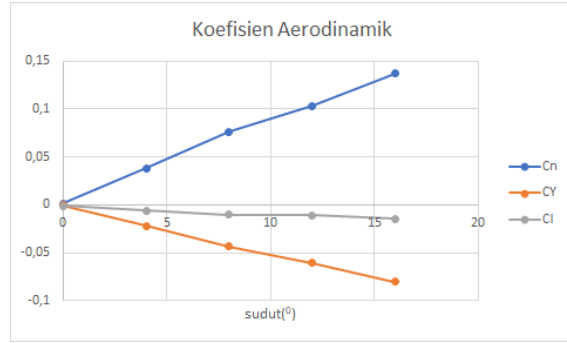
$$Y = 0.5 \rho V^2 S C_Y \quad (10)$$

$$l = 0.5 \rho V^2 S \bar{c} C_l \quad (11)$$

$$n = 0.5 \rho V^2 S \bar{c} C_n \quad (12)$$

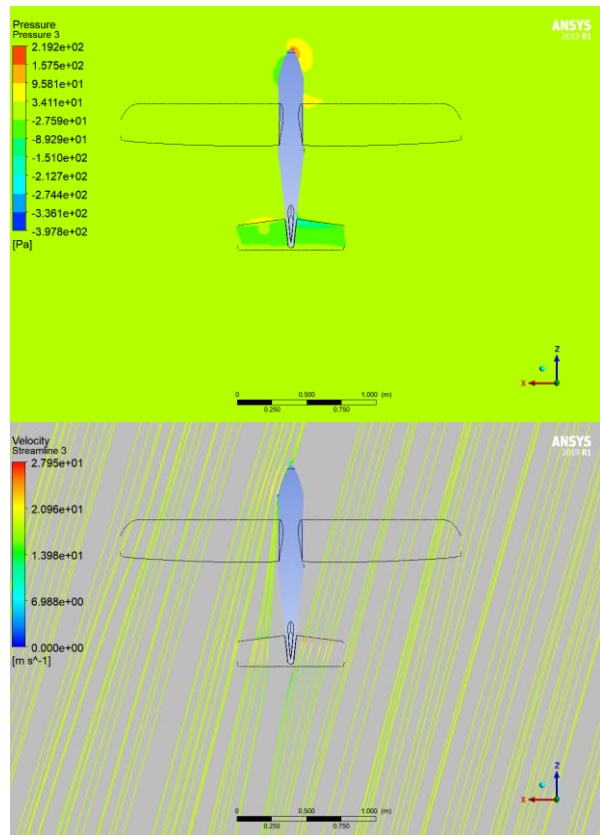
Tabel 3. Parameter aerodinamika MFE Fighter dengan variasi sudut slip.

Case	$C_Y$	$C_l$	$C_n$
$\beta = 0^\circ$	-0.0063	-0.0013	0.002
$\beta = 4^\circ$	-0.0219	-0.0061	0.038
$\beta = 8^\circ$	-0.0437	-0.0101	0.076
$\beta = 12^\circ$	-0.0607	-0.0106	0.104
$\beta = 16^\circ$	-0.0800	-0.0148	0.137



Gambar 4. Koefisien Aerodinamika terhadap variasi sudut slip samping

Pada gambar 4 nampak bahwa parameter aerodinamika pada matra lateral-direksional berhubungan linear terhadap sudut slip samping seperti yang diharapkan. Secara visual arah aliran dan distribusi tekanan untuk kasus  $\beta = 16^\circ$  dapat dilihat pada gambar 5.



Gambar 5. Distribusi tekanan dan arah aliran pada sudut slip,  $\beta = 16^\circ$

##### 4.2 Validasi simulasi CFD

Untuk memvalidasi simulasi yang telah dilakukan digunakan perangkat lunak Digital DATCOM[12] dan XFLR-5 untuk memprediksi data aerodinamik pesawat

MFE Fighter. Dari perbandingan terlihat bahwa hasil simulasi saling berkesesuaian.

Tabel 4. Perbandingan hasil simulasi CFD dan DATCOM

Koefisien	CFD	DATCOM	XFLR-5
$C_{Y\beta}$	-0.275	-0.270	-0.179
$C_{l\beta}$	-0.040	-0.092	-0.004
$C_{n\beta}$	0.464	0.053	0.052

## 5. KESIMPULAN DAN SARAN

Makalah ini memberikan analisis aerodinamika pada MFE Fighter menggunakan kode numerik Fluent. Analisis dilakukan pada  $V=19$  m/s yang mewakili fase jelajah dan loiter dari profil misi. Gaya dan momen dihitung dengan variasi sudut slip  $0^0$  sampai  $16^0$ . Dari hasil simulasi yang dilakukan dihasilkan nilai  $C_{Y\beta} = -0.275$ ,  $C_{l\beta} = -0.040$  dan  $C_{n\beta} = 0.464$  sehingga dapat disimpulkan bahwa pesawat MFE Fighter memenuhi syarat kestabilan statik matra lateral-direksional ( $Cl_{\beta} < 0$  dan  $Cn_{\beta} > 0$ ).

Penulis menyarankan beberapa perbaikan untuk penelitian selanjutnya diantaranya adalah perbaikan model geometri dan CAD dengan memodelkan engine dan mounting engine, investigasi karakteristik aerodinamik pesawat dengan pemodelan turbulensi lain, misal  $k-\omega$ , serta verifikasi karakteristik aerodinamika melalui identifikasi parameter dari uji terbang pesawat yang sesungguhnya.

## DAFTAR SIMBOL

$\Delta s$	Jarak dinding (m)	Greek symbols	
$C_D$	Koefisien gaya hambat	$\alpha$	Sudut serang (rad)
$C_L$	Koefisien gaya angkat	$\beta$	Sudut slip sampling (rad)
$C_Y$	Koefisien gaya samping	$\mu$	Viskositas dinamik (kg/m s)
$C_l$	Koefisien momen guling	$\rho$	Kerapatan udara (kg/m <sup>3</sup> )
$C_m$	Koefisien momen angguk	$\tau$	Tegangan geser (Pa)
$C_n$	Koefisien momen geleng		
$\bar{c}$	Panjang referensi (m)		
l	Momen guling		
n	Momen geleng		

$Re_x$	Bilangan Reynolds
S	Luas sayap
$U_{\infty}$	Kecepatan aliran bebas (m/s)
Y	Gaya samping
y+	Nilai y+ yang diinginkan

## DAFTAR PUSTAKA

- [1] Romadhon, Awal & Herdiana, Dana. (2017). Analisis CFD Karakteristik Aerodinamika Pada Sayap Pesawat Lsu-05 dengan Penambahan Vortex Generator. Jurnal Teknologi Dirgantara. 15. 45. 10.30536/j.jtd.2017.v15.a2518.
- [2] Ramadiansyah, M. & Utama, A. & Suseno, P. & Ramadhan, Rifat & Hidayat, K. & Septiyana, Angga & Rizaldi, A. & Atmasari, Novita & Jayanti, E.. (2020). High lift analysis for unmanned aircraft LAPAN surveillance UAV (LSU)-05 NG. AIP Conference Proceedings. 2226. 030013. 10.1063/5.0002339.
- [3] Kefalas, Panagiotis & Margaris, Dionissios. (2018). "Aerodynamic Analysis of a Light Aircraft Using Computational Fluid Dynamics".
- [4] Launder, B. E., and Sharma, B. I. (1974), "Application of the Energy Dissipation Model of Turbulence to the Calculation of Flow Near a Spinning Disc", Letters in Heat and Mass Transfer, vol. 1, no. 2, pp. 131-138
- [5] B. E. Launder and D. B. Spalding. *Lectures in Mathematical Models of Turbulence*. Academic Press, London, England, 1972.
- [6] Jones, W.P. and Launder, B.E. (1972), "The prediction of laminarization with a two-equation model of turbulence", International Journal of Heat and Mass Transfer, Vol. 15 No. 2, pp. 301–314, 10.1016/0017-9310(72)90076-2.
- [7] White, Frank M. "Fluid Mechanics 5th edition". Page 467.
- [8] H.Schlichting, K.Gersten, "Boundary Layer Theory", McGraw Hill, 2000, N.Y.
- [9] Subramanian, Ram. (2019). Some Elementary Aspects of Boundary Layer Theory.
- [10] Salim, Salim M. & Cheah, S.C.. (2009). Wall y+ Strategy for Dealing with Wall-bounded Turbulent Flows. *Lecture Notes in Engineering and Computer Science*. 2175.
- [11] 1990. Flying Qualities Phase Vol 2. *Unclassified Technical Report produced by Defense Technical Information Center*. USAF TEST PILOT SCHOOL EDWARDS AFB CA.
- [12] Elison, D.E., Malthan, L.V. et al. (1965-1978), "USAF Stability and Control DATCOM", Air Force Flight Dynamics Laboratory & Douglas Aircraft Company, Wright-Patterson Air Force Base, Ohio.