

ANALISIS PENGARUH MODIFIKASI GEOMETRI *RUDDER* TERHADAP KOEFISIEN *HINGE MOMENT* DAN KARAKTERISTIK AERODINAMIS PESAWAT N-XXX MENGGUNAKAN *COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS*

ANALYSIS OF THE EFFECT OF RUDDER GEOMETRY MODIFICATION ON THE HINGE MOMENT COEFFICIENT AND AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF THE N-XXX AIRCRAFT USING COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS

Irfan Fadilla Nursamsi^{1*}, Nanang Burhan¹, Reza Setiawan¹, Siswadi²

¹Program Studi Teknik Mesin, Fakultas Teknik, Universitas Singaperbangsa Karawang

²Program Studi Statistika, Fakultas Teknik, Universitas Singaperbangsa Karawang

*¹2210631150025@student.unsika.ac.id, ¹nanang.burhan@ft.unsika.ac.id, ¹reza.setiawan@ft.unsika.ac.id, ²siswadi@ft.unsika.ac.id

INFO ARTIKEL

Diterima: 21 November 2025

Direvisi: 8 Juni 2026

Disetujui: 25 Juni 2026

ABSTRAK

Penelitian terkini menunjukkan bahwa modifikasi geometri bidang kendali berpotensi meningkatkan karakteristik aerodinamika pesawat. Pesawat perintis N-XXX dilengkapi dengan bidang kendali utama berupa aileron, elevator, dan *rudder* yang berfungsi mengatur pergerakan dasar pesawat. *Rudder* berperan dalam menghasilkan gerakan yaw melalui pembentukan gaya samping (*side force*) serta *hinge moment* pada garis engsel. Peningkatan respons aerodinamis akibat modifikasi geometri dapat berdampak langsung pada stabilitas arah dan beban kendali pilot. Penelitian ini bertujuan menganalisis pengaruh peningkatan *chord rudder* sebesar 10% terhadap koefisien *side force* (C_Y), koefisien *drag* (C_D), dan koefisien *hinge moment* (C_{He}) dengan variasi defleksi 0°, 20°, dan -20° menggunakan metode *computational fluid dynamics*. Tahapan penelitian meliputi pemodelan geometri, proses *meshing*, simulasi numerik, dan analisis hasil untuk memperoleh karakteristik aerodinamika yang dihasilkan. Hasil simulasi menunjukkan bahwa *rudder* dengan peningkatan *chord* 10% secara konsisten meningkatkan koefisien *hinge moment* pada seluruh variasi defleksi. Pada defleksi 0°, peningkatan mencapai sekitar 25,8% pada sudut *sideslip* 10°. Pada defleksi 20° dengan sudut *sideslip* 0°, peningkatan mencapai 26,7% dan pada defleksi -20° dengan sudut *sideslip* 0°, peningkatan mencapai 26,4%. Koefisien *side force* meningkat secara hampir linear terhadap sudut *sideslip*, sementara koefisien *drag* mengalami kenaikan akibat bertambahnya luas efektif dan perubahan distribusi tekanan. Temuan ini menunjukkan bahwa penambahan luas *rudder* secara efektif meningkatkan respons aerodinamika bidang kendali, namun berimplikasi pada kenaikan beban kendali yang harus diantisipasi dalam perancangan

Kata Kunci:

Rudder, defleksi *rudder*, sudut *sideslip*, koefisien *side force*, koefisien *drag*, koefisien *hinge moment*

ABSTRACT

Recent research shows that modifying the control surface geometry has the potential to improve the aerodynamic characteristics of aircraft. The N-XXX pioneer aircraft is equipped with primary control surfaces consisting of ailerons, elevators, and rudders that function to regulate the basic movement of the aircraft. The rudder plays a role in generating yaw movement by generating side forces and hinge moments on the hinge line. The increase in aerodynamic response due to geometry modifications can have a direct impact on directional stability and pilot control loads. This study aims to analyze the effect of a 10% increase in rudder chord on the side force coefficient (C_Y), drag coefficient (C_D), and hinge moment coefficient (C_{He}) with deflection variations of 0°, 20°, and -20° using the computational fluid dynamics method. The research stages include geometric modeling, meshing process, numerical simulation, and analysis of the results to obtain the resulting aerodynamic characteristics. The simulation results show that the rudder with a 10% increase in chord consistently increases the hinge moment coefficient across all deflection variations. At 0° deflection, the increase reaches approximately 25.8% at a sideslip angle of 10°. At a 20° deflection with a 0° sideslip angle, the increase reached 26.7% and at a -20° deflection with a 0° sideslip angle, the increase reached 26.4%. The side force coefficient increased almost linearly with the sideslip angle, while the drag coefficient increased due to the increase in effective area and changes in pressure distribution. These findings indicate that increasing the rudder area effectively improves the aerodynamic response of the control surface, but implies an increase in control loads that must be anticipated in the design of the aircraft control system.

Keywords:

Rudder, rudder deflection, angle of sideslip, side force coefficient, drag coefficient, hinge moment coefficient

*Corresponding author: 2210631150025@student.unsika.ac.id

I. PENDAHULUAN

Kebutuhan transportasi udara regional untuk menjangkau daerah terpencil mendorong pengoperasian pesawat penumpang kecil di Indonesia. Umumnya pesawat ini masih menggunakan sistem kendali mekanis yang cukup berat [1]. Salah satunya adalah pesawat N-XXX, berkecepatan 66 knot dan mampu terbang hingga 10.000 ft. Sistem kendalinya terdiri dari aileron, elevator, dan *rudder*; di mana *rudder* mengatur gerakan *yaw* dengan menciptakan perbedaan tekanan saat mengalami defleksi kearah yang ditentukan oleh pilot [2].

Ketika pilot melakukan manuver *yaw*, muncul gaya berlawanan yang disebut *hinge moment*, yaitu momen pada engsel permukaan kendali yang memengaruhi defleksi *rudder*. *Hinge moment* memiliki dua kecenderungan utama, yakni *restoring tendency* yang berusaha mengembalikan *rudder* ke posisi netral, serta *floating tendency* yang menyebabkan *rudder* terdorong mengikuti arah aliran udara, keduanya berpengaruh langsung terhadap kenyamanan dan kestabilan kendali pesawat [3].

Penelitian yang dilakukan oleh Muchammad [4] menunjukkan bahwa nilai *hinge moment* pada *rudder* pesawat N-XXX berubah seiring dengan besarnya sudut defleksi *rudder*. Pada defleksi 0° nilai *hinge moment* sebesar -0.000245, pada 10° meningkat menjadi 0.000272, dan pada 20° menurun menjadi -0.00164. Perubahan nilai tersebut disebabkan oleh perbedaan distribusi tekanan udara di permukaan *rudder* saat terjadi defleksi. Ketika *rudder* didefleksikan, tekanan di sisi berlawanan meningkat, sehingga timbul momen aerodinamis (*hinge moment*) yang bekerja melawan arah defleksi. Nilai negatif menunjukkan arah momen berlawanan dengan gerakan *rudder*, yang dapat meningkatkan beban kendali yang harus ditahan oleh pilot.

Pada penelitian lain oleh Amir dan Sarwono [2] menunjukkan bahwa variasi bentuk geometri *rudder* juga berpengaruh signifikan terhadap besarnya nilai *hinge moment* dan karakteristik aerodinamis pada pesawat. Melalui analisis menggunakan metode *Computational Fluid Dynamics* (CFD) dengan membandingkan bentuk *rudder circle* dan *rudder conic*. Pada *rudder circle* dihasilkan nilai *Cl* yang lebih besar pada sudut defleksi 0° dan 10°, sehingga nilai *Ch* yang dihasilkan juga besar sesuai dengan gaya lift yang dihasilkan oleh *rudder*. Pada defleksi kecil, *rudder* berbentuk *circle* menghasilkan *hinge moment* lebih besar, sedangkan pada defleksi 25°, *rudder conic* menunjukkan nilai koefisien *hinge moment* tertinggi sebesar 0.060217. Nilai *hinge moment* dari *rudder* tergantung dari bentuk *rudder* yang dimiliki pesawat, oleh karena itu perlu dilakukan analisis mengenai variasi nilai *hinge moment* terhadap bentuk *rudder* yang berbeda. Suramta [5] juga menyebutkan bahwa bentuk *airfoil* secara signifikan mempengaruhi performa aerodinamika pada pesawat terbang.

Penelitian ini bertujuan untuk menganalisis nilai koefisien *side force*, koefisien *drag*, dan koefisien *hinge moment* pada *airfoil rudder* pesawat N-XXX dengan menambahkan *chord airfoil rudder* sebesar 10%. Analisis dilakukan melalui simulasi numerik untuk mengkaji pengaruh variasi sudut defleksi *rudder* (0°, 20°, dan -20°) serta sudut *sideslip* terhadap perubahan karakteristik

aerodinamika yang memengaruhi besarnya *hinge moment coefficient* pada sistem kendali arah pesawat. Penggunaan metode simulasi numerik dipilih karena kemajuan teknologi komputasi memungkinkan perhitungan dinamika fluida dilakukan dengan lebih akurat dan efisien dalam memprediksi perilaku aliran di sekitar *rudder* [6].

II. METODE PENELITIAN

Metode yang digunakan pada penelitian adalah analisis dengan metode *Computational Fluid Dynamic* (CFD) dengan pendekatan dua dimensi (2D). Penelitian dilakukan dengan variasi defleksi pada *rudder* yaitu 0°, 20°, dan -20° untuk mengetahui nilai koefisien *side force*, koefisien *drag* dan koefisien *hinge moment* dengan langkah mengidealisasi geometri, *meshing* dan kemudian menyelesaikannya dengan *Computational Fluid Dynamic* (CFD).

2.1 Alat dan Objek Penelitian

Pada penelitian ini, alat yang digunakan berupa laptop dengan spesifikasi prosesor AMD Ryzen 3 5300U dan RAM 8 GB yang berfungsi untuk menjalankan proses pemodelan dan simulasi numerik. Perangkat lunak yang digunakan meliputi perangkat lunak CAD untuk membentuk geometri *airfoil*, serta perangkat lunak simulasi numerik berbasis *Computational Fluid Dynamics* (CFD) untuk menganalisis karakteristik aliran udara di sekitar permukaan *airfoil*. Selain itu, Microsoft Excel digunakan untuk pengolahan dan analisis data hasil simulasi. Objek yang digunakan dalam penelitian ini adalah geometri *airfoil* tipe Joukowski, yang dimodelkan sebagai objek utama dalam analisis aerodinamika *rudder* pesawat N-XXX.

2.2 Pengumpulan Data

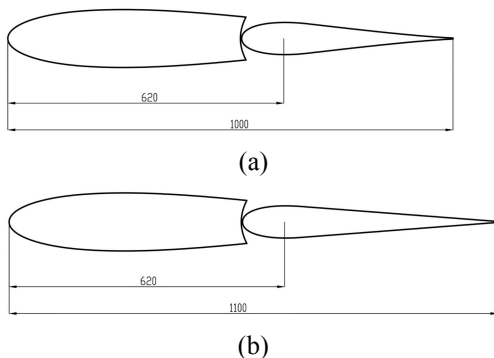
Pengumpulan data primer diperoleh dari wawancara dan survei, sedangkan yang menjadi sumber data sekunder berupa sumber-sumber tertulis milik perusahaan, jurnal, dan buku *fluid dynamics* [7] yang berkenaan dengan penelitian yang sedang dilakukan. Berikut Tabel 1 merupakan data-data yang telah diperoleh untuk proses simulasi numerik:

TABEL I
DATA SIMULASI

Parameter	Nilai/Model
<i>Chord-length</i>	1 m
<i>Reference area</i>	41,5 m ²
<i>Reference length</i>	2,2 m
<i>Solver</i>	<i>Density based steady-state</i>
<i>Viscous Model</i>	K-Omega
<i>Material</i>	Ideal gas
<i>Bilangan Mach</i>	0,2
<i>Alltitude</i>	10.000 ft
<i>Temperatur</i>	-4,96 °C
Konduktivitas termal	0,0238 W/m·K
Tekanan	69,698 KPa
<i>Speed of Sound</i>	328,408
Densitas	0,905 kg/m ³
Viskositas	1,692x10 ⁻⁵ kg/m·s
Momentum	<i>Second order upwind</i>

2.3 Pemodelan Geometri *Airfoil*

Pemodelan geometri pada tahap *pre-processing* dilakukan menggunakan perangkat lunak CAD untuk memvariasikan bentuk *airfoil* yaitu dengan penambahan *chord rudder* sebesar 10%. Bentuk geometri *airfoil* *Vertical Tail Plane* (VTP)+*rudder* dapat dilihat pada Gambar I berikut.



Gambar I (a) geometri VTP+rudder tanpa modifikasi (b) geometri VTP+rudder dengan peningkatan *chord rudder* 10%

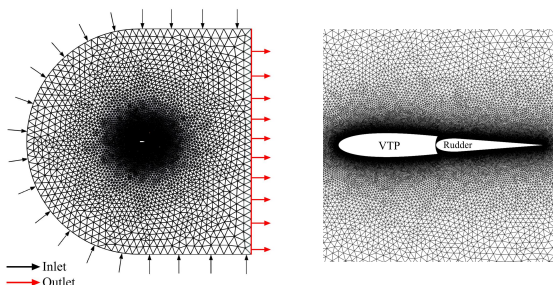
Kedua model geometri tersebut memiliki *hinge point* dengan panjang *hinge line* sebesar 0,62 meter dari leading edge. Adapun panjang *chord* masing-masing *airfoil* adalah 1 meter untuk model tanpa modifikasi dan 1,1 meter untuk *airfoil* dengan penambahan *chord rudder* sebesar 10%.

2.4 Proses Simulasi

Proses simulasi diawali dengan pembuatan domain simulasi menggunakan C-Domain dengan jarak 10 kali dari panjang *chord airfoil*. Proses *meshing* pada Gambar II dilakukan secara *unstructured* pada seluruh area domain hingga permukaan *airfoil*. Kepadatan elemen *mesh* ditingkatkan di sekitar permukaan *airfoil* untuk memperoleh ketelitian yang lebih tinggi pada analisis aliran di sekitar permukaan *airfoil*. Data kualitas *mesh* dapat dilihat pada Tabel II berikut.

TABEL II
DATA KUALITAS MESH

Parameter	Hasil
Jumlah Elemen	140.704
Orthogonality	0,93
Skewness	0,13



Gambar II Pendefinisian kondisi batas

Setelah proses *meshing* selesai, dilanjutkan ke tahap *processing* dengan menginput data-data yang telah diperoleh pada Tabel I. Terakhir dilanjutkan ke tahap *post-processing* yang menampilkan hasil dan pengelolaan data untuk mengambil sebuah kesimpulan setelah melewati proses *running*. Proses ini merupakan rangkaian dari

beberapa hasil simulasi yang menghasilkan nilai koefisien *side force*, koefisien *drag*, dan koefisien *hinge moment*.

2.5 Menentukan Bilangan *Mach*

Mach Number merupakan parameter penting yang menggambarkan perilaku aliran fluida di sekitar benda, yaitu rasio antara kecepatan aliran (v) dan kecepatan suara lokal (a) [3]. Definisi matematis dari angka *Mach* adalah:

$$M = \frac{v}{a} \quad (1)$$

2.6 Menentukan Bilangan *Reynolds*

Bilangan *Reynolds* secara fisik menunjukkan perbandingan antara gaya inersia dan gaya viskos pada aliran fluida, yang berfungsi untuk menentukan apakah aliran bersifat laminar atau turbulen [8]. Adapun persamaan bilangan *reynolds*, terdapat pada persamaan 2 berikut:

$$R_e = \frac{\rho v l}{\mu} \quad (2)$$

Di mana ρ merupakan densitas fluida (kg/m^3), v adalah kecepatan aliran udara (m/s), l adalah panjang *chord* (m), dan μ adalah viskositas dinamis fluida ($\text{kg/m}\cdot\text{s}$).

2.7 Menentukan Koefisien *Side force*

Side force adalah gaya samping yang bekerja pada permukaan benda [4]. Gaya ini berperan kritis dalam stabilitas dan kontrol arah (*directional stability and control*), di mana *side force* dari *vertical stabilizer* cenderung meredam *sideslip* (efek *weathercock*), sementara *side force* akibat defleksi *rudder* sengaja dibangkitkan untuk menghasilkan momen *yaw* guna mengubah arah pesawat [3]. Adapun persamaan koefisien *side force*, terdapat pada persamaan 3 dan 4 berikut:

$$C_y = \frac{Y}{qS} \quad (3)$$

$$q = 0,5\rho v^2 \quad (4)$$

Di mana, Y merupakan *side force* bidang kendali (N), ρ adalah kerapatan udara (kg/m^3), v adalah kecepatan aliran udara (m/s), S adalah *reference area* (m^2), dan q adalah *dynamic air pressure* ($\text{kg/m}\cdot\text{s}^3$).

2.8 Menentukan Koefisien *Drag*

Gaya hambat (*drag*) adalah gaya aerodinamis yang arahnya berlawanan dengan gerak pesawat akibat gangguan aliran udara oleh sayap, fuselage, dan komponen lainnya [9]. *Drag* terbentuk dari komponen gaya karena distribusi tekanan dan gaya karena pergeseran viskos. Besaran *drag* dipengaruhi oleh densitas fluida, kecepatan aliran bebas (*upstream velocity*), serta ukuran, bentuk, dan orientasi benda [7]. Hubungan parameter tersebut dapat dinyatakan dalam persamaan 5 berikut:

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho v^2 S} \quad (5)$$

Di mana, D merupakan *drag force* (N), ρ adalah kerapatan udara (kg/m^3), v adalah kecepatan aliran udara (m/s), dan S adalah *reference area* (m^2).

2.9 Menentukan Koefisien *Hinge moment*

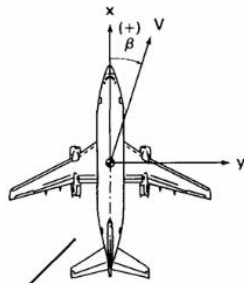
Pada sistem kendali *rudder*, defleksi permukaan kendali menghasilkan gaya aerodinamika yang tidak hanya membentuk gaya samping, tetapi juga momen terhadap sumbu engsel (*hinge line*) [10]. Momen ini menentukan besarnya gaya yang diperlukan pilot untuk menggerakkan *rudder*. Nilai momen aerodinamis tersebut dinyatakan dalam bentuk tak berdimensi sebagai *hinge moment coefficient* (C_{He}) [4], yang dihitung menggunakan persamaan 6 berikut:

$$C_{He} = \frac{H_e}{\frac{1}{2} \rho v^2 S_e C_e} \quad (6)$$

Di mana H_e merupakan *hinge moment* (N), ρ adalah kerapatan udara (kg/m^3), v adalah kecepatan udara (m/s), S_e adalah luas area di belakang garis engsel (m^2), dan C_e adalah panjang *chord* efektif dari permukaan kendali (m).

2.10 Angle of Sideslip

Angle of sideslip (β) adalah sudut antara arah kecepatan relatif pesawat dan bidang longitudinalnya. Sudut ini menunjukkan penyimpangan arah hidung pesawat dari lintasan terbang akibat angin samping, ketidakseimbangan gaya aerodinamik, atau defleksi *rudder* [3].

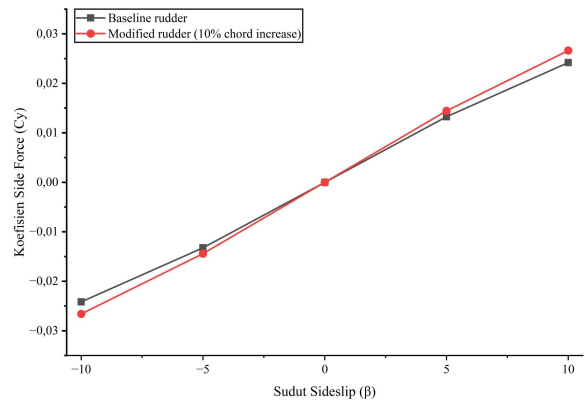


Gambar III Ilustrasi *angle of sideslip* (β) [3]

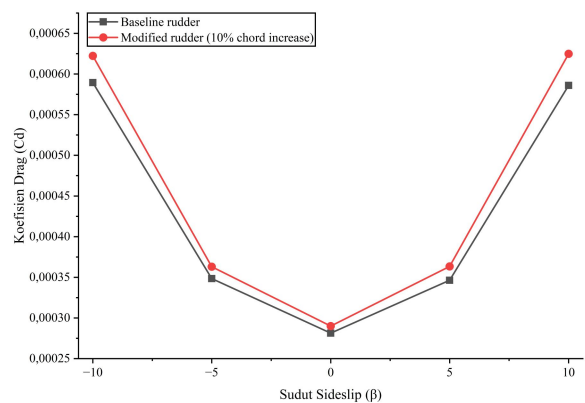
III. HASIL DAN PEMBAHASAN

3.1 Analisis Defleksi *Rudder* 0°

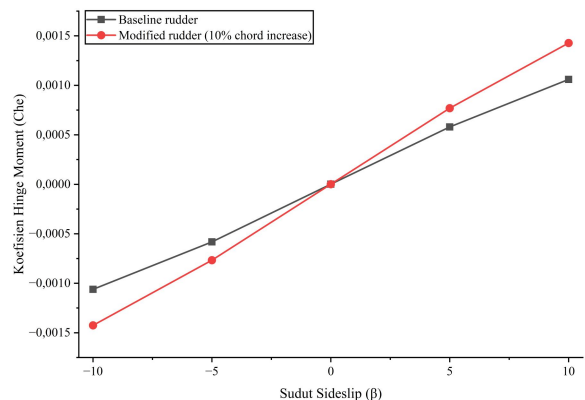
Berdasarkan hasil simulasi numerik yang telah dilakukan, diperoleh nilai koefisien *side force*, koefisien *drag* dan koefisien *hinge moment* pada konfigurasi *rudder* dengan sudut defleksi 0° sebagai berikut.



Gambar IV Perbandingan koefisien *side force* (C_Y) terhadap sudut *sideslip* (β) antara konfigurasi *rudder* tanpa modifikasi dan *rudder* dengan peningkatan *chord* 10% pada defleksi 0°



Gambar V Perbandingan koefisien *drag* (C_D) terhadap sudut *sideslip* (β) antara konfigurasi *rudder* tanpa modifikasi dan *rudder* dengan peningkatan *chord* 10% pada defleksi 0°



Gambar VI Perbandingan koefisien *hinge moment* (C_{He}) terhadap sudut *sideslip* (β) antara konfigurasi *rudder* tanpa modifikasi dan *rudder* dengan peningkatan *chord* 10% pada defleksi 0°

Gambar IV merupakan variasi koefisien gaya samping C_Y terhadap sudut *sideslip* (β) pada rentang sudut kecil yang menunjukkan kecenderungan linear. Fenomena ini konsisten dengan pendekatan *linear small-disturbance* dalam analisis kestabilan *lateral-directional*, di mana turunan kestabilan seperti $C_{Y\beta}$ dan $C_{n\beta}$ diasumsikan konstan untuk β kecil [3]. Pada sudut *sideslip* (β) -10° dan 10°, peningkatan *chord rudder* sebesar 10% menghasilkan kenaikan magnitudo C_Y hingga 10%, sesuai dengan

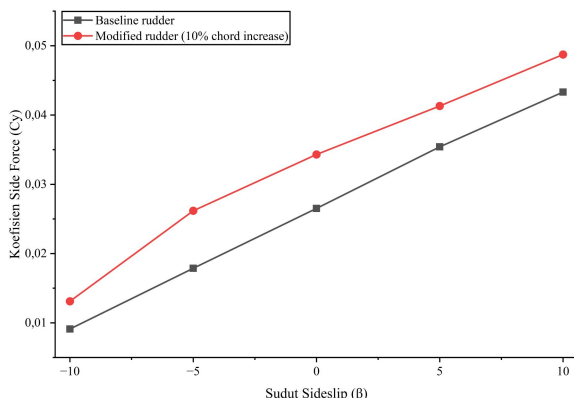
persamaan 3 bahwa gaya aerodinamis berbanding lurus terhadap tekanan dinamis dan luas referensi. Pembesaran luas efektif permukaan meningkatkan selisih tekanan lateral di kedua sisi *rudder*, sehingga respons gaya samping bertambah.

Rudder dengan penambahan *chord* 10% menunjukkan nilai C_D yang lebih tinggi pada seluruh rentang β seperti yang disajikan pada Gambar V. Kenaikan nilai koefisien *drag* sebesar 3% pada sudut *sideslip* 0° dan 6,2% pada sudut *sideslip* 10° tersebut disebabkan oleh bertambahnya luas proyeksi dan *wetted area* yang meningkatkan gaya hambat gesek serta memperbesar gangguan aliran di sekitar *trailing edge*. Pada defleksi 0° , aliran masih sebagian besar melekat sehingga kenaikan *drag* relatif kecil [11].

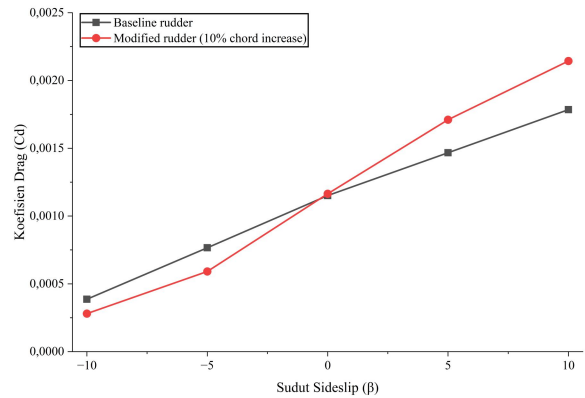
Sementara itu pada Gambar VI, koefisien *hinge moment rudder* (C_{He}) yang berubah hampir linear terhadap β dan meningkat signifikan pada sudut rentang tertinggi mencerminkan karakteristik momen kendali yang dipengaruhi distribusi tekanan sepanjang *chord* dan jaraknya terhadap garis engsel. Dalam *Dynamics of Flight Stability and Control* [12] dijelaskan bahwa momen engsel meningkat dengan bertambahnya sudut efektif dan luas permukaan kontrol, karena resultan gaya bekerja pada lengan momen yang lebih besar. Kenaikan C_{He} akibat modifikasi *chord rudder* sebesar 25,5% pada sudut *sideslip* -10° dan 25,8% pada sudut *sideslip* 10° menunjukkan bahwa pembesaran *rudder* tidak hanya meningkatkan gaya lateral, tetapi juga beban kendali yang harus ditahan sistem aktuasi.

3.2 Analisis Defleksi Rudder 20°

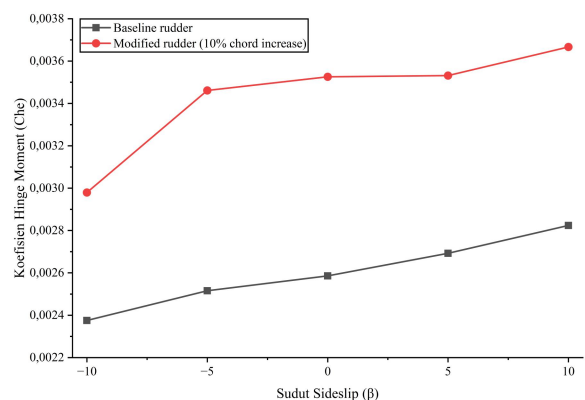
Berdasarkan hasil simulasi numerik yang telah dilakukan, diperoleh nilai koefisien *side force*, koefisien *drag* dan koefisien *hinge moment* pada konfigurasi *rudder* dengan sudut defleksi 20° . Berikut grafik koefisien *side force*, koefisien *drag*, dan koefisien *hinge moment* disajikan pada Gambar VII, Gambar VIII, dan Gambar IX berikut.



Gambar VII Perbandingan koefisien *side force* (C_Y) terhadap sudut *sideslip* (β) antara konfigurasi *rudder* tanpa modifikasi dan *rudder* dengan peningkatan *chord* 10% pada defleksi 20°



Gambar VIII Perbandingan koefisien *drag* (C_D) terhadap sudut *sideslip* (β) antara konfigurasi *rudder* tanpa modifikasi dan *rudder* dengan peningkatan *chord* 10% pada defleksi 20°



Gambar IX Perbandingan koefisien *hinge moment* (C_{He}) terhadap sudut *sideslip* (β) antara konfigurasi *rudder* tanpa modifikasi dan *rudder* dengan peningkatan *chord* 10% pada defleksi 20°

Berdasarkan grafik, pada defleksi 20° nilai koefisien *side force* (C_Y) *rudder* dengan penambahan *chord* 10% meningkat rata-rata sekitar 11-30% dibandingkan *rudder* tanpa modifikasi pada seluruh variasi sudut *sideslip*. Peningkatan luas atau defleksi *control surface* akan meningkatkan gaya aerodinamik dan efektivitas kontrol. Penambahan *chord rudder* sebesar 10% memperbesar luas referensi dan memperkuat gradien tekanan, sehingga menghasilkan nilai C_Y yang lebih tinggi dibandingkan *rudder* tanpa modifikasi. Secara teori aerodinamika *airfoil*, gaya aerodinamik berbanding lurus dengan perubahan sirkulasi aliran di sekitar profil [8], di mana peningkatan defleksi kontrol akan meningkatkan koefisien gaya hingga mendekati batas *stall*. Selain itu, dengan bertambahnya area *rudder*, maka rasio antara luas *rudder* terhadap panjang rata-rata aerodinamis (*Mean Aerodynamic Chord*) juga meningkat. Peningkatan rasio ini berkontribusi pada kenaikan nilai koefisien gaya aerodinamis dan momen *yaw*.

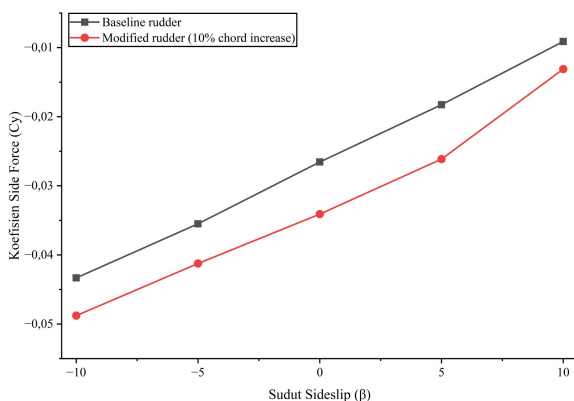
Pada sudut defleksi 20° , aliran di atas *rudder* dapat mengalami separasi sehingga menyebabkan peningkatan *drag*. Separasi ini terjadi karena lapisan batas (*boundary layer*) tidak mampu tetap melekat pada permukaan, sehingga terbentuk *wake* turbulen dan meningkatnya *pressure drag*. Separasi aliran merupakan faktor kritis yang secara signifikan memengaruhi performa aerodinamis, karena menyebabkan kenaikan *drag* yang bersifat nonlinier seiring bertambahnya sudut defleksi [11]. Defleksi *rudder*

mengubah distribusi tekanan di sekitar vertical tail, yang dapat memicu terbentuknya vorteks separasi akibat terjadinya *adverse pressure gradient*. Vorteks tersebut meningkatkan koefisien *drag* secara nonlinier karena menciptakan tambahan daerah aliran turbulen [13]. Kenaikan *drag* pada sudut defleksi *rudder* 20° (Gambar VIII) hingga sebesar 16,7% pada sudut *sideslip* 10° terutama disebabkan oleh distribusi tekanan yang semakin tidak simetris serta indikasi separasi aliran pada permukaan *rudder*, yang memperbesar *wake* dan meningkatkan kontribusi *viscous drag*. Ketika defleksi bertambah, luas frontal efektif dan kelengkungan aliran meningkat, yang mendorong terjadinya separasi serta memperbesar *pressure drag*.

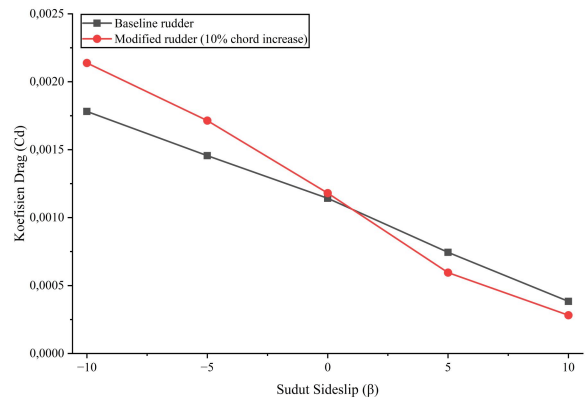
Peningkatan perbedaan tekanan tidak hanya menaikkan gaya samping, tetapi juga secara langsung memengaruhi *hinge moment*. *Hinge moment* merupakan hasil integrasi distribusi tekanan di sepanjang permukaan *rudder* terhadap garis engsel, sehingga besarnya sangat dipengaruhi oleh luas efektif permukaan, distribusi koefisien tekanan, serta jarak pusat tekanan terhadap engsel [3]. Semakin besar gaya lateral dan semakin jauh resultan gaya dari engsel, maka momen engsel akan semakin besar. *Rudder* dengan peningkatan *chord* 10% menyebabkan peningkatan nilai C_{He} sebesar 26,7% dibandingkan dengan *rudder* tanpa modifikasi pada sudut *sideslip* 0° seperti yang terlihat pada Gambar IX. Peningkatan nilai C_{He} terjadi karena penambahan *rudder* dengan peningkatan *chord* 10% memperbesar luas permukaan dan sekaligus memperbesar jarak resultan gaya aerodinamis terhadap garis engsel (*hinge line*). Nilai koefisien *hinge moment* juga dipengaruhi oleh *gap* antara *rudder* dan VTP yang dapat mempengaruhi laju aliran pada *rudder*. *Gap* dipengaruhi oleh sudut defleksi pada *rudder*, jika sudut defleksi sudah relatif besar, maka aliran udara akan mengalami separasi pada *boundary layer*.

3.3 Analisis Defleksi Rudder -20°

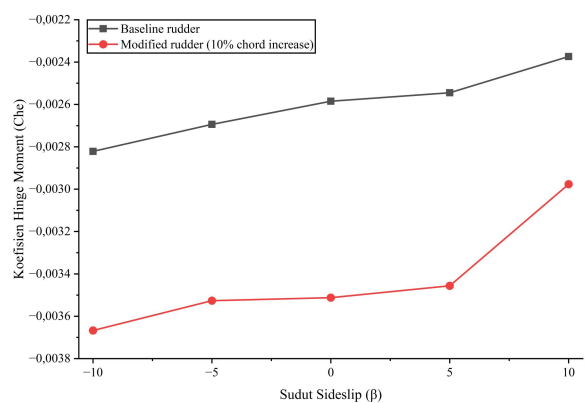
Berdasarkan hasil simulasi numerik yang telah dilakukan, diperoleh nilai koefisien *side force*, koefisien *drag* dan koefisien *hinge moment* pada konfigurasi *rudder* dengan sudut defleksi -20° yang disajikan pada Gambar X, Gambar XI, dan Gambar XII berikut.



Gambar X Perbandingan koefisien *side force* (CY) terhadap sudut *sideslip* (β) antara konfigurasi *rudder* tanpa modifikasi dan *rudder* dengan peningkatan *chord* 10% pada defleksi -20°



Gambar XI Perbandingan koefisien *drag* (CD) terhadap sudut *sideslip* (β) antara konfigurasi *rudder* tanpa modifikasi dan *rudder* dengan peningkatan *chord* 10% pada defleksi -20°



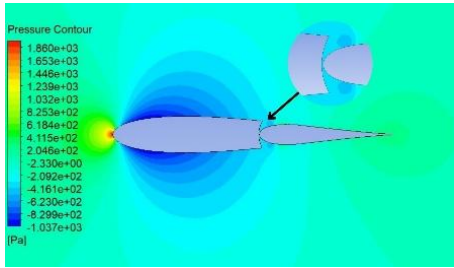
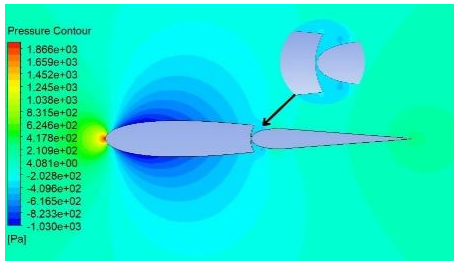
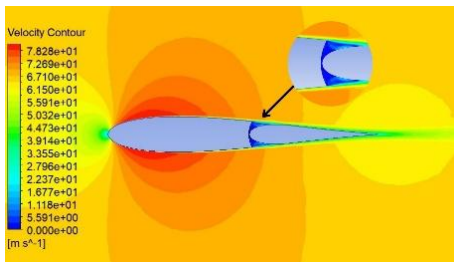
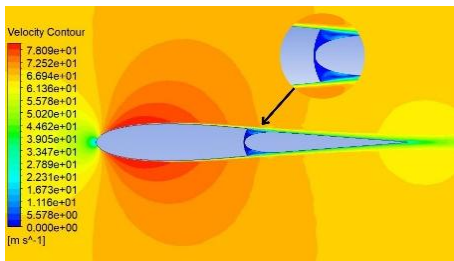
Gambar XII Perbandingan koefisien *hinge moment* (C_{He}) terhadap sudut *sideslip* (β) antara konfigurasi *rudder* tanpa modifikasi dan *rudder* dengan peningkatan *chord* 10% pada defleksi -20°

Pada defleksi -20° , *rudder* dengan peningkatan *chord* 10% tetap menghasilkan magnitudo koefisien *side force* (C_Y) yang lebih besar dibandingkan *rudder* tanpa modifikasi pada seluruh variasi sudut *sideslip* (β), dengan selisih sekitar 11-30% pada beberapa variasi β yang dapat dilihat pada Gambar X. Hal ini menegaskan bahwa penambahan luas efektif permukaan meningkatkan kemampuan *rudder* dalam menghasilkan gaya lateral, meskipun arah gayanya berubah mengikuti arah defleksi.

Untuk koefisien *drag* (C_D), nilai pada konfigurasi *rudder* dengan peningkatan *chord* 10% cenderung sedikit lebih tinggi pada β negatif (Gambar XI) dan menunjukkan kecenderungan peningkatan akibat distribusi tekanan yang semakin tidak seimbang serta kemungkinan terbentuknya daerah separasi pada sudut defleksi besar. Kondisi ini berkaitan dengan meningkatnya *adverse pressure gradient* di sekitar permukaan *rudder* sehingga *wake* yang terbentuk menjadi lebih dominan.

Sementara itu pada Gambar XII, koefisien *hinge moment* (C_{He}) pada defleksi -20° juga mengalami peningkatan magnitudo pada *rudder* dengan peningkatan *chord* 10% dibandingkan *rudder* tanpa modifikasi, dengan selisih sekitar 26,4% pada sudut *sideslip* 0° . Secara fisik, peningkatan ini disebabkan oleh bertambahnya luas permukaan dan bertambahnya lengan momen distribusi tekanan terhadap garis engsel.

3.4 Kontur Tekanan dan Kecepatan Defleksi Rudder 0°

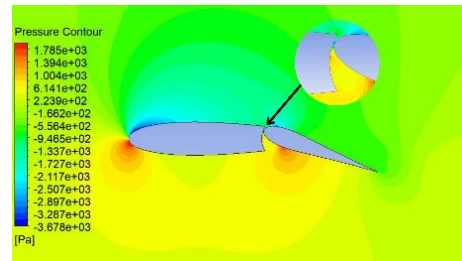
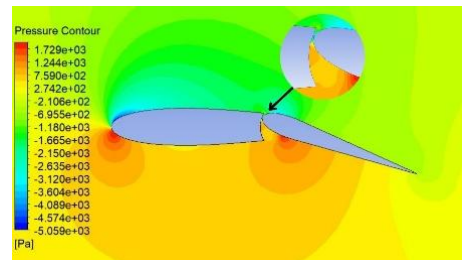
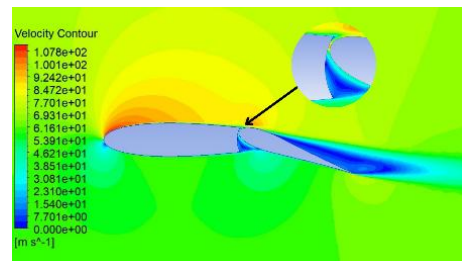
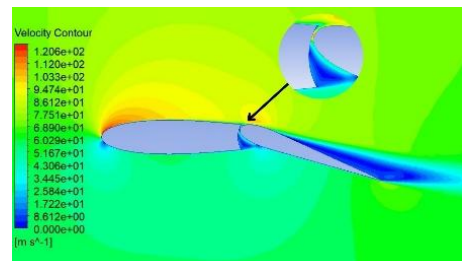
Gambar XIII Kontur tekanan VTP+rudder tanpa modifikasi pada sudut *sideslip* 0° dan defleksi 0°Gambar XIV Kontur tekanan VTP+rudder dengan peningkatan *chord* rudder 10% pada sudut *sideslip* 0° dan defleksi 0°Gambar XV Kontur kecepatan VTP+rudder tanpa modifikasi pada sudut *sideslip* 0° dan defleksi 0°Gambar XVI Kontur kecepatan VTP+rudder dengan peningkatan *chord* rudder 10% pada sudut *sideslip* 0° dan defleksi 0°

Pada Gambar XIII, distribusi tekanan *rudder* tanpa modifikasi relatif lebih simetris karena *rudder* tidak mengalami pembebanan defleksi, sehingga perbedaan tekanan antara sisi kiri dan kanan permukaan masih kecil dan pusat tekanan berada lebih dekat ke garis tengah *chord*. Sementara itu, pada konfigurasi dengan penambahan area 10% (Gambar XIV), luas permukaan efektif *rudder* bertambah sehingga interaksi aliran di daerah *trailing edge* VTP dan *leading edge* *rudder* menjadi lebih kuat. Hal ini terlihat dari kontur yang menunjukkan area tekanan rendah (warna biru) yang sedikit lebih luas di sekitar *rudder* serta perubahan gradien tekanan di area *gap*, menandakan percepatan aliran yang lebih besar di celah tersebut.

Kontur kecepatan pada Gambar XV dan Gambar XVI menunjukkan pola aliran yang masih simetris karena tidak terdapat gangguan lateral yang signifikan. Pada geometri

VTP+rudder tanpa modifikasi, *wake* di belakang *rudder* tampak relatif tipis dengan distribusi kecepatan rendah yang terbatas di area *trailing edge*. Setelah *chord* *rudder* ditingkatkan 10%, daerah kecepatan rendah di belakang *rudder* terlihat sedikit lebih panjang dan tebal, menandakan bertambahnya defisit momentum akibat peningkatan luas permukaan. Meskipun tidak terjadi separasi besar, perubahan geometri ini memengaruhi karakteristik *wake* dan berpotensi meningkatkan *drag* pada kondisi netral tersebut.

3.5 Kontur Tekanan dan Kecepatan Defleksi Rudder 20°

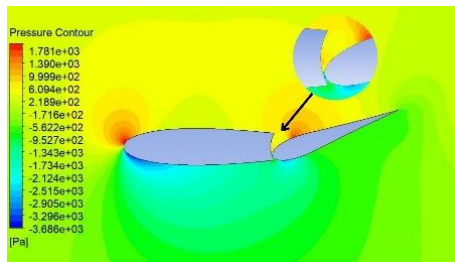
Gambar XVII Kontur tekanan VTP+rudder tanpa modifikasi pada sudut *sideslip* 0° dan defleksi 20°Gambar XVIII Kontur tekanan VTP+rudder dengan peningkatan *chord* rudder 10% pada sudut *sideslip* 0° dan defleksi 20°Gambar XIX Kontur kecepatan VTP+rudder tanpa modifikasi pada sudut *sideslip* 0° dan defleksi 20°Gambar XX Kontur kecepatan VTP+rudder dengan peningkatan *chord* rudder 10% pada sudut *sideslip* 0° dan defleksi 20°

Pada sudut *sideslip* 0° dan defleksi *rudder* 20°, distribusi tekanan menunjukkan perbedaan tekanan yang jelas antara sisi tekan (*pressure side*) dan sisi isap (*suction*)

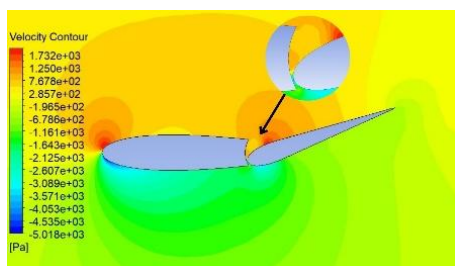
side) rudder. Pada Gambar XVII, distribusi tekanan akibat defleksi rudder 20° menunjukkan terbentuknya zona tekanan tinggi pada sisi tekan (*pressure side*) dan zona tekanan rendah pada sisi isap (*suction side*). Namun, intensitas dan penyebaran gradien tekanan tersebut masih terbatas dan cenderung terlokalisasi di sekitar permukaan rudder, khususnya di area dekat *leading edge* dan *hinge line*, sehingga pengaruhnya terhadap medan aliran di bagian hilir relatif belum meluas secara signifikan. Pada geometri rudder dengan peningkatan *chord* 10% seperti yang terlihat pada Gambar XVIII, area tekanan tinggi dan rendah terlihat lebih luas dibandingkan model awal, yang berarti gaya samping yang dihasilkan cenderung lebih besar karena luas permukaan efektif bertambah. Distribusi tekanan di bagian belakang juga tampak lebih menyebar, menunjukkan pengaruh *wake* yang lebih kuat akibat defleksi yang cukup besar.

Kontur kecepatan pada Gambar XIX dan Gambar XX menunjukkan percepatan aliran yang signifikan di sekitar sisi isap rudder serta terbentuknya *wake* berkecepatan rendah di bagian hilir. Pada konfigurasi rudder tanpa modifikasi, daerah kecepatan tinggi terkonsentrasi di sekitar permukaan rudder yang dibelokkan, sementara *wake* yang terbentuk relatif lebih sempit. Setelah *chord* rudder ditingkatkan 10%, zona percepatan aliran tampak lebih panjang mengikuti permukaan rudder, dan *wake* di belakangnya menjadi lebih tebal serta memanjang. Hal ini menunjukkan bahwa penambahan *chord* meningkatkan interaksi aliran dengan permukaan kendali, memperbesar defleksi aliran, serta menambah defisit momentum di hilir, yang secara aerodinamik berkaitan dengan peningkatan gaya samping dan *drag* pada kondisi defleksi tersebut.

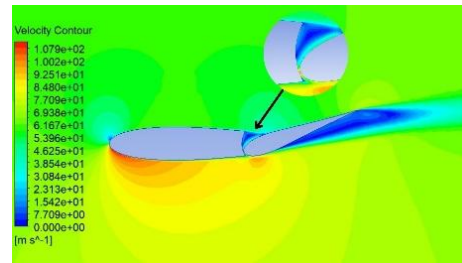
3.6 Kontur Tekanan dan Kecepatan Defleksi Rudder -20°



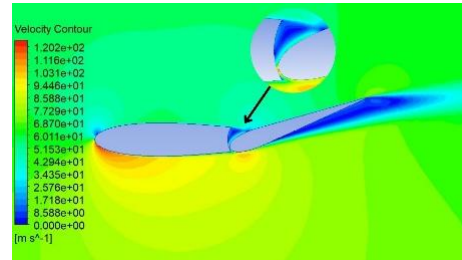
Gambar XXI Kontur tekanan VTP+rudder tanpa modifikasi pada sudut *sideslip* 0° dan defleksi -20°



Gambar XXII Kontur tekanan VTP+rudder dengan peningkatan *chord* rudder 10% pada sudut *sideslip* 0° dan defleksi -20°



Gambar XXIII Kontur kecepatan VTP+rudder tanpa modifikasi pada sudut *sideslip* 0° dan defleksi -20°



Gambar XXIV Kontur kecepatan VTP+rudder dengan peningkatan *chord* rudder 10% pada sudut *sideslip* 0° dan defleksi -20°

Pada sudut *sideslip* 0° dengan defleksi rudder -20° , zona tekanan tinggi berpindah ke sisi yang kini menjadi sisi tekan akibat pembelokan ke arah sebaliknya, sedangkan zona tekanan rendah terbentuk pada sisi yang mengalami percepatan aliran. Pada konfigurasi rudder tanpa modifikasi seperti yang terlihat pada Gambar XXI, konsentrasi tekanan ekstrem masih dominan di sekitar daerah depan rudder dan engsel, sehingga pengaruhnya terhadap aliran di hilir belum berkembang luas. Ketika *chord* rudder ditingkatkan 10% (Gambar XXII), distribusi tekanan menjadi lebih ekstensif dan mencakup area yang lebih panjang sepanjang permukaan rudder. Kondisi ini menunjukkan peningkatan kemampuan rudder dalam membelokkan aliran, yang secara langsung berkontribusi terhadap kenaikan gaya samping dan momen *yaw* dengan arah berlawanan dibandingkan defleksi positif.

Dari sisi kontur kecepatan, defleksi -20° menyebabkan percepatan aliran yang kuat pada sisi isap yang baru serta pembentukan *wake* di belakang rudder yang terdefleksi. Pada geometri rudder tanpa modifikasi (Gambar XXIII), percepatan tersebut relatif terfokus di sekitar *trailing edge* dengan *wake* yang masih terbatas lebarnya. Setelah *chord* diperpanjang 10%, aliran mengalami pembelokan yang lebih nyata, ditunjukkan oleh zona kecepatan tinggi yang memanjang dan *wake* yang lebih tebal serta menyimpang lebih jauh dari sumbu awal aliran yang dapat dilihat pada Gambar XXIV. Fenomena ini menandakan meningkatnya defisit momentum di daerah hilir, yang berkorelasi dengan bertambahnya gaya aerodinamik lateral dan *drag* pada kondisi defleksi negatif tersebut.

IV. KESIMPULAN

Berdasarkan hasil analisis pada variasi defleksi rudder 0° , 20° , dan -20° , dapat disimpulkan bahwa penambahan *chord* rudder sebesar 10% secara konsisten meningkatkan karakteristik aerodinamis *lateral-directional*, khususnya koefisien gaya samping (C_Y), koefisien drag

(C_D), dan koefisien *hinge moment* (C_{He}). Pada defleksi 0° , hubungan C_Y terhadap sudut *sideslip* (β) masih menunjukkan kecenderungan linear pada rentang sudut kecil, sesuai dengan pendekatan linear *small-disturbance* dalam teori kestabilan penerbangan. Penambahan luas efektif permukaan melalui peningkatan *chord rudder* dapat memperbesar gradien tekanan lateral sehingga meningkatkan gaya samping yang sebanding dengan tekanan dinamis dan luas referensi. Pada defleksi -20° dan 20° , peningkatan C_Y menjadi lebih signifikan, namun diikuti kenaikan *drag* yang bersifat nonlinier akibat indikasi separasi aliran dan penguatan *adverse pressure gradient* di sekitar *vertical tail* dan *rudder*. Selain itu, peningkatan distribusi tekanan juga menyebabkan kenaikan *hinge moment* lebih dari 25% pada beberapa kondisi, yang menunjukkan adanya dampak langsung terhadap beban sistem aktuasi.

Meskipun tren hasil penelitian sesuai dengan teori aerodinamika dan menunjukkan peningkatan efektivitas kontrol *yaw*, penelitian ini masih memiliki keterbatasan karena masih merupakan hasil analisis dalam bentuk dua dimensi. Oleh karena itu, penelitian selanjutnya perlu mengintegrasikan simulasi numerik tiga dimensi dengan model turbulensi yang lebih komprehensif serta validasi eksperimental untuk memperoleh hasil yang lebih akurat, sekaligus mengevaluasi dampak dari memodifikasi *chord rudder* terhadap aspek struktur, performa manuver, dan kestabilan dinamis pesawat.

UCAPAN TERIMA KASIH

Apresiasi dan rasa terima kasih disampaikan kepada PT. X atas dukungan serta penyediaan fasilitas yang telah diberikan selama pelaksanaan penelitian. Ucapan terima kasih juga ditujukan untuk dosen pembimbing, rekan-rekan, serta seluruh pihak yang turut berkontribusi, baik dalam bentuk teknis maupun moril, sehingga pelaksanaan penelitian ini dapat dapat terlaksana dengan baik hingga tahap penyelesaian.

DAFTAR RUJUKAN

- [1] B. T. Susilo, E. Suwondo, and T. Mulyanto, "Pengembangan Sistem Aileron Pesawat Terbang Berbasis Elektromekanik," *Mesin*, vol. 30, no. 1, pp. 29–38, 2024, doi: 10.5614/mesin.2024.30.1.2.
- [2] M. H. Amir and Sarwono, "Analisa Nilai *Hinge moment* Coefficient pada Pengaruh Bentuk *Rudder* Pesawat N-2xx dengan Variasi Defleksi *Rudder* 0° , 10° , dan 25° Berbasis *Computational fluid dynamics*," *J. Tek. ITS*, vol. 7, no. 2, pp. 140–145, 2018, doi: 10.12962/j23373539.v7i2.35827.
- [3] R. C. Nelson, *Flight Stability and Automatic Control*, 2nd ed. Singapore: McGraw-Hill Companies, 1998.
- [4] Muchammad, "Analisis Momen Poros Dan Gaya Samping Horn *Rudder* Bidang Kendali Pesawat N-XXX Menggunakan *Computational Fluid Dynamic*," *J. Ilm. Momentum*, vol. 15, no. 1, pp. 64–69, 2019, doi: 10.36499/jim.v15i1.2663.
- [5] Suramta, C. Bintoro, and Warsono, "Karakteristik

Aerodinamika *Airfoil* Naca 0015 Dan Naca 4415 Melalui Kajian Eksperimental Dan Simulasi Numerik," *SINERGI POLMED J. Ilm. Tek. Mesin*, vol. 6, no. 2, pp. 58–69, 2025, doi: 10.51510/sinergipolmed.v6i2.2264.

- [6] M. F. A. Wicaksono, G. A. Pohan, and I. T. Hidayath, "Analisa Aerodinamika *Airfoil* Pesawat Dengan Pendekatan *Computational Fluid Dynamic* Dan *Wind Tunnel*," *J. Flywheel*, vol. 13, no. 1, pp. 21–35, 2022, doi: 10.36040/flywheel.v13i1.4744.
- [7] Y. Cengel and J. Cimbala, *Fluid Mechanics: Fundamentals and Applications*. New York: McGraw Hill, 2006.
- [8] J. John D. Anderson, *Fundamental of Aerodynamics*, 2nd ed. McGraw-Hill, Inc., 1991.
- [9] S. N. Rahmah, "Analisis Aerodinamika Aileron Pesawat N2Xx Dengan Metode *Computational Fluid Dynamics*," *Digit. Repos. Univ. Jember*, pp. 1–76, 2020.
- [10] R. Cao and H. Lyu, "A *Hinge moment* Alleviation Control Strategy for Morphing Tail Aircraft Based on a Data-Driven Method," *Actuators*, vol. 13, no. 9, pp. 1–17, 2024, doi: 10.3390/act13090369.
- [11] A. S. Taleghani, S. Yektaei, V. Esfahanian, and S. Abdollahipour, "Experimental Study on the Effects of *Sideslip* and *Rudder* Deflection Angles on the Aerodynamics of an Aircraft Vertical Tail at Low Speeds" *Fluids*, vol. 10, pp. 1–24, 2025, doi: https://doi.org/10.3390/fluids10110277.
- [12] B. Etkin and L. D. Reid, *Dynamics of Flight Stability and Control*, 3rd ed. United States: John Wiley & Sons, Inc., 1996.
- [13] M. J. Muhammad, Y. Wang, X. Mao, and K. So, "Flow Separation Control of a Vertical Stabiliser Using a *Rudder - Mounted Slat*," *Flow, Turbul. Combust.*, vol. 114, no. 4, pp. 1065–1086, 2025, doi: 10.1007/s10494-025-00640-z.