

PENGARUH PENAMBAHAN 10% PLAT PADA RUDDER PESAWAT N2XX TERHADAP HINGE MOMENT BERBASIS METODE COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS

THE EFFECT OF ADDITIONAL 10% PLATE TO THE RUDDER OF AN N2XX AIRCRAFT ON THE HINGE MOMENT BASED ON THE COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS METHOD

Muhammad Rifki Abdul Jabbar^{1*}, ¹Reza Setiawan, ²Farradina Choria Suci

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

²Program Studi D3 Teknik Mesin, Fakultas Teknik, Universitas Singaperbangsa Karawang

*12210631150089@student.unsika.ac.id, reza.setiawan@ft.unsika.ac.id, farradina.cs@ft.unsika.ac.id

INFO ARTIKEL

Diterima: 21 November 2025

Direvisi: 8 Juni 2026

Disetujui: 25 Juni 2026

Kata Kunci:

Computational Fluid Dynamics, Defleksi, Hinge Moment, Rudder

ABSTRAK

Pesawat N2XX yang dikembangkan oleh PT. Dirgantara Indonesia (Persero) merupakan pesawat dengan teknologi full mechanical control yang dirancang untuk mendukung operasi penerbangan di rute perintis. Rudder memiliki peran penting dalam menjaga stabilitas yaw serta memberikan kemampuan manuver pada kondisi kritis seperti saat lepas landas, pendaratan, dan ketika terjadi asimetri gaya dorong. Ketika pilot melakukan yaw, akan timbul *counter force* pada permukaan kendali yang dikenal sebagai *hinge moment*. Besarnya *hinge moment* mempengaruhi kenyamanan pilot dalam mengoperasikan pesawat serta aspek keselamatan penerbangan. Penelitian ini bertujuan untuk membandingkan karakteristik *hinge moment* antara konfigurasi basic rudder dan rudder dengan memodifikasi penambahan area sebesar 10% menggunakan plat. Metode yang digunakan adalah Computational Fluid Dynamics (CFD) untuk menganalisis distribusi tekanan dan gaya aerodinamis pada rudder. Simulasi dilakukan dengan variasi defleksi rudder sebesar -20°, 0°, dan 20°, serta variasi angle of sideslip (β) sebesar -10°, -5°, 0°, 5°, dan 10°. Hasil simulasi menunjukkan dengan peningkatan area rudder dengan 10% plat menyebabkan peningkatan *hinge moment* sebesar 15% dibanding dengan konfigurasi basic rudder akibat adanya perubahan distribusi tekanan dan vorteks pada permukaan rudder.

ABSTRACT

The N2XX aircraft developed by PT. Dirgantara Indonesia (Persero) is an aircraft equipped with a full mechanical control system designed to support flight operations in remote and pioneer routes. The rudder plays an important role in maintaining yaw stability and providing maneuverability during critical conditions such as takeoff, landing, and asymmetric thrust situations. When the pilot inputs a yaw command, a counter force is generated on the control surface known as the hinge moment. The magnitude of the hinge moment influences pilot handling comfort as well as flight safety. This study aims to compare the hinge moment characteristics between the basic rudder configuration and a rudder with a 10% area modification using an additional plate. The analysis was conducted using the Computational Fluid Dynamics (CFD) to evaluate the pressure distribution and aerodynamic forces acting on the rudder. Simulations were performed with rudder deflection variations of -20°, 0°, and 20°, and sideslip angle (β) variations of -10°, -5°, 0°, 5°, and 10°. The simulation results indicate that increasing the rudder area by 10% using an additional plate increases the hinge moment by approximately 15% compared to the basic rudder configuration due to changes in pressure distribution and vortex formation on the rudder surface.

Keywords:

Computational Fluid Dynamics, Deflection, Hinge Moment, Rudder

*Corresponding author: muhammadrifkijaj@gmail.com

I. PENDAHULUAN

Pesawat N-2XX merupakan pesawat generasi terbaru buatan PT Dirgantara Indonesia (Persero) yang dirancang dengan teknologi *full mechanical* untuk mendukung penerbangan di daerah perintis. Desain pesawat ini disesuaikan dengan kondisi geografis yang menantang seperti landasan pendek, tidak beraspal, serta topografi pegunungan. Guna menunjang operasional di wilayah tersebut, pesawat N-2XX dilengkapi kemampuan *Short*

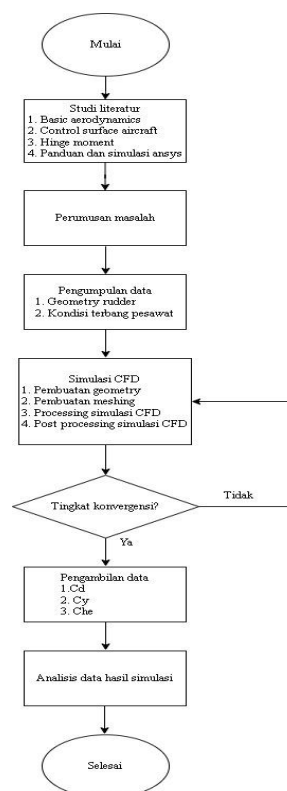
Take-Off and Landing (STOL), yang memungkinkan pesawat menghasilkan gaya angkat besar pada kecepatan rendah tanpa akselerasi berlebih. Pesawat mampu lepas landas pada kecepatan 66 knot dan mencapai ketinggian jelajah 10.000 ft. Namun, penggunaan sistem *full mechanical* menimbulkan tantangan tersendiri bagi pilot karena seluruh kendali termasuk elevator, aileron, dan rudder tidak dibantu *electric system*.

Rudder merupakan sistem kendali yang berfungsi mengatur arah gerak yaw pesawat atau pergerakan belok ke kanan dan kiri. Komponen ini berupa permukaan bergerak yang terletak pada trailing edge dari vertical tail di sisi kiri dan kanan pesawat. Ketika rudder mengalami defleksi, kombinasi antara rudder dan ekor vertikal menghasilkan gaya angkat (lift) yang memengaruhi arah gerak pesawat secara direksional [1]. Saat pilot menggerakkan kendali untuk melakukan yaw, rudder akan berdefleksi sesuai arah yang diinginkan. Namun, proses ini juga menimbulkan *counter force* terhadap pilot, dikenal sebagai *hinge moment*, yang terdiri atas *restoring tendency* dan *floating tendency* pada sistem kendali pesawat [2].

Rudder sendiri diambil dari airfoil, dimana airfoil ini mencakup seperti trailing edge, leading edge chord, chamber dan lain-lain [3]. (Tambahkan kalimat) Dalam pengaruh dari chord rudder sendiri, tentu berpengaruh terhadap *hinge moment*, oleh karena itu dilakukan Analisa pengaruh penambahan plat terhadap *hinge moment*.

II. METODE PENELITIAN

Penelitian ini menggunakan metode simulasi numerik *Computational Fluid Dynamics* (CFD). Tahapan penelitian dilakukan dengan melakukan studi literatur terhadap bidang keilmuan aerodinamika. Tahapan selanjutnya, pengumpulan data yang meliputi data geometri rudder pesawat dan kondisi terbang pesawat, hal ini perlu agar simulasi dapat merepresentasikan kondisi aktual secara lebih realistis. Setelah itu dilakukan tahapan pembuatan atau modelling geometri dan dilakukan proses simulasi yang mencakup pre-processing, processing, dan post processing. Alur penelitian pengaruh modifikasi rudder pesawat ini dijelaskan dalam Gambar 1.



Gambar 1 Diagram alir penelitian

A. Pembuatan geometry dan modifikasi Rudder

Geometri rudder yang digunakan untuk melakukan analisa *hinge moment* adalah airfoil tipe Joukowski dengan hinge line 62%.



Gambar 2 Geometri Rudder Basic

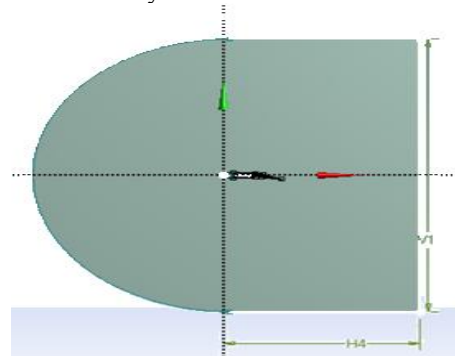
Setelah geometri basic dibuat, bentuk airfoil tersebut dilakukan pemodifikasian geometri dengan penambahan 10% plat pada trailing edge.



Gambar 3 Geometri rudder modifikasi

B. Pembuatan domain simulasi dan meshing

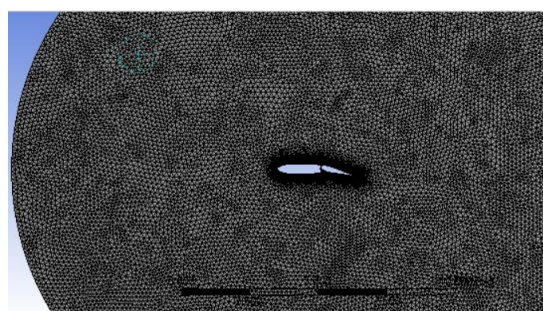
Setelah pembuatan geometri, selanjutnya dilakukan tahapan pembuatan domain. Pembuatan domain dimaksudkan agar simulasi rudder dikelilingi oleh fluida seperti kondisi sebenarnya.



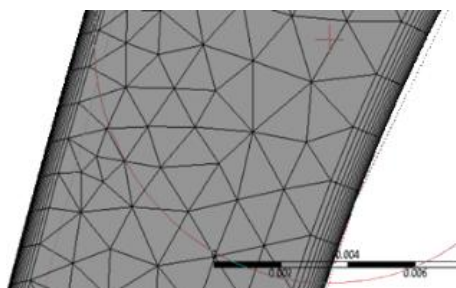
Gambar 4 Domain simulasi

Ukuran domain sangat mempengaruhi hasil simulasi. Hasil domain yang sangat kecil akan menghasilkan *vorticity* palsu dan error yang besar pada hasil simulasi [4]. Oleh karena itu, umumnya domain simulasi dibuat lebih besar, sekitar 5-15C [5]. Ukuran domain yang digunakan pada penelitian ini sebesar 5 kali panjang chord.

Tahapan selanjutnya, dilakukan tahap meshing pada geometri. Meshing yang digunakan adalah tipe unstructured mesh dengan melakukan pendefinisian seperti triangle method mesh, face sizing, size element, edge sizing pada wall, serta pendefinisian boundary layer pada geometri dengan inflation.



Gambar 5 Unstructured mesh



Gambar 6 Boundary layer

C. Boundary condition

Kondisi batas ditentukan agar simulasi dapat diharapkan sesuai dengan kondisi lingkungan atau terbang sebenarnya, agar mendapatkan hasil simulasi yang mendekati atau sesuai dengan realita. Tabel 1 merupakan kondisi batas yang diperoleh dari data kondisi terbang pesawat serta diperoleh pada buku Fluid Mechanics: Fundamental and Applications [6].

TABEL I
KONDISI TERBANG PESAWAT

Parameter	Keterangan
Altitude	3048 m
Viscous model	K-Omega SST
Solver	Pressure based steady state
Density	0,909 kg/m ³
Temperature	268,51 K
Pressure	70120 Pa
Velocity	64 m/s
Mach number	0,2
Speed of sound	320 m/s
Reynolds number	9230000
Viskositas	1,694e-05 kg/ms

D. Menghitung nilai *hinge moment*

Hinge moment adalah hasil gaya aerodinamis pada control surface saat ditempatkan pada aliran udara. Beban aero ini mencoba untuk membelokkan atau memutar control surface pada hinge. *Hinge moment* biasanya dinyatakan dalam bentuk non-dimensionless *hinge moment coefficient* (C_{he}) [2].

$$C_{he} = \frac{H_e}{\frac{1}{2}\rho V^2 S_e C_e} \quad (1)$$

Dengan manipulatif matematika sederhana didapatkan nilai *hinge moment* pada Persamaan 2.

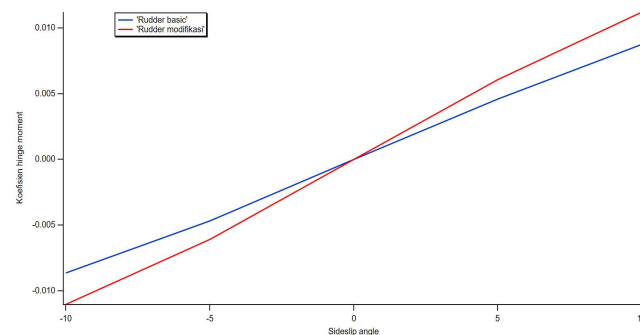
$$H_e = \frac{C_{he} \rho V^2 S_e C_e}{2} \quad (2)$$

dimana C_{he} merupakan koefisien *hinge moment*, H_e merupakan *hinge moment*, S_e merupakan luas area setelah titik hinge dan C_e adalah panjang chord.

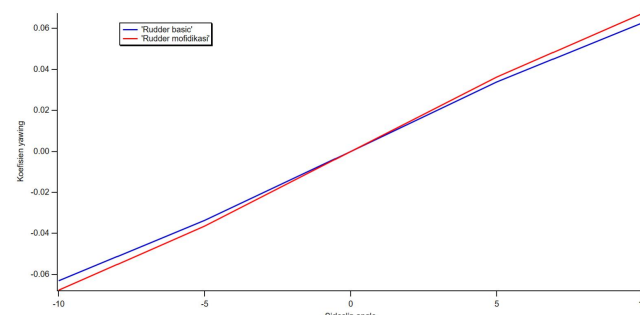
III. HASIL DAN PEMBAHASAN.

A. Analisa defleksi rudder pada 0°

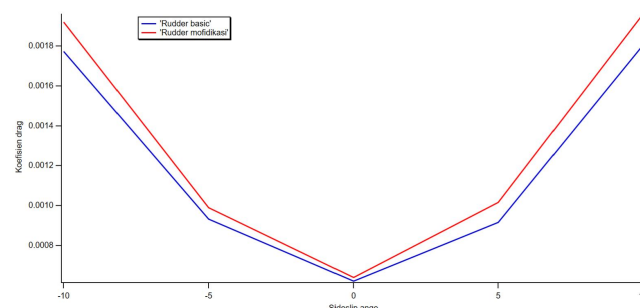
Defleksi rudder 0° merupakan kondisi pada saat rudder tidak digunakan pada saat pesawat melakukan manuver atau yawing. Namun, pada sudut *side slip* (β) yang bukan sama dengan 0°, rudder akan mendapatkan momen akibat perubahan angle of *side slip* (β) tersebut. Hasil simulasi defleksi rudder 0° pada variasi angle of *side slip* (β) didapatkan hasil koefisien *hinge moment* (C_{he}), koefisien yawing (C_y), dan koefisien drag (C_d) sebagai berikut.



Gambar 7 Grafik perbandingan Che pada defleksi 0°



Gambar 8 Grafik perbandingan Cy pada defleksi 0°

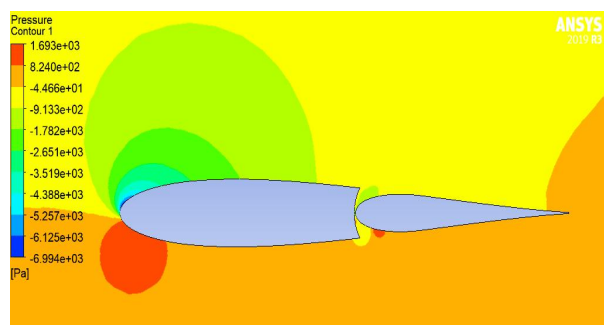


Gambar 9 Grafik perbandingan Cd pada defleksi 0°

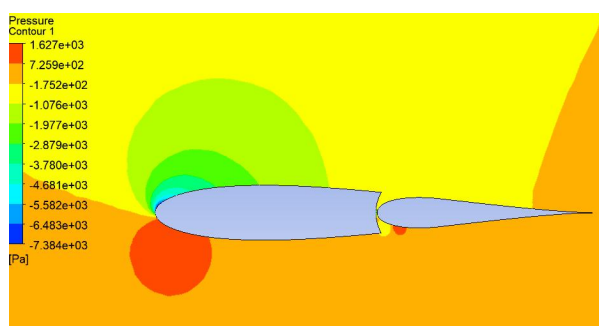
Koefisien *hinge moment* pada rudder dengan penambahan plat 10% memiliki nilai C_{he} yang lebih besar pada β 10° yaitu 0.011210493, sedangkan pada rudder basic (no extend) nilai C_{he} 0.008739538. Hal ini karena pada 0° defleksi artinya tidak ada penggunaan rudder, baik dalam pesawat melakukan manuver atau yawing. Sehingga nilai momen yang dihasilkan diakibatkan oleh perubahan sudut β itu sendiri. Sebagai interpretasi, pada sudut β 0°, nilai C_{he} mendekati 0 pada kedua konfigurasi, hal ini karena tidak ada momen yang terjadi.

Berdasarkan hasil perbandingan C_y pada sudut defleksi rudder 0° tersebut walaupun ada perubahan pada nilai C_y , namun perubahannya tidak terlalu signifikan. Hal ini dikarenakan hanya ada perubahan konfigurasi geometri

saja, tanpa merubah sudut defleksi atau menggunakan rudder pesawat, oleh karna adanya penambahan plat tersebut tentu permukaan rudder semakin luas, yang dimana akan menyebabkan laju aliran yang melewati rudder akan lebih luas. Sehingga nilai C_y untuk penambahan plat lebih besar daripada rudder basic.



Gambar 10 Kontur tekanan rudder basic defleksi 0° pada sudut $\beta 10^\circ$

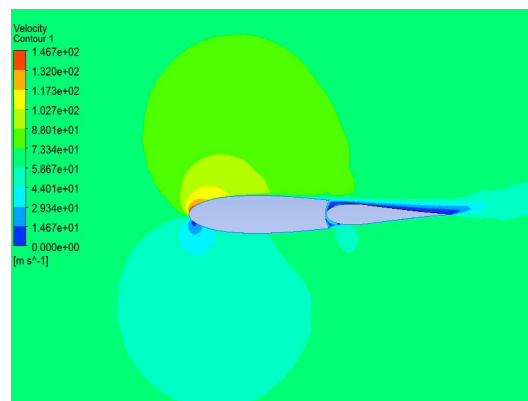


Gambar 11 Kontur tekanan rudder modifikasi defleksi 0° pada sudut $\beta 10^\circ$

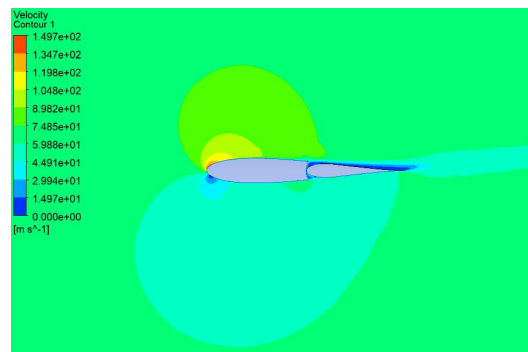
Pada Gambar 10 dan 11 terlihat laju aliran pada rudder modifikasi lebih luas dibanding dengan rudder basic. Tekanan tertinggi terjadi pada *lower* VTP dekat dengan leading edge pada kedua konfigurasi rudder. Namun, tekanan semakin menurun ketika aliran memasuki gap antara VTP dan rudder. Hal ini menandakan adanya laju aliran yang berpindah dari sisi *lower* trailing edge menuju *upper* rudder melalui celah gap tersebut.

Proses modifikasi pada area rudder tentu memiliki konsekuensi, yaitu menambah *friction force* yang tentu akan meningkatkan nilai koefisien drag. Peningkatan koefisien drag yang besar terjadi pada maximum sudut beta, hal ini karena peningkatan sudut beda linear dengan koefisien drag.

Pada rudder basic, $10^\circ \beta$ memiliki nilai C_d 0.00180654 dan pada rudder dengan extend plat 0.00196231. Ketika $-10^\circ \beta$ memiliki nilai C_d untuk No extend 0.001773308 dan dengan extend plat 0.001921275. Walaupun selisih pada sudut $\beta 10^\circ$ dan -10° ini dapat dikatakan paling besar daripada sudut β yang lain, namun selisih ini tidak terlalu signifikan.



Gambar 12 Kontur kecepatan rudder basic defleksi 0° pada $\beta 10^\circ$

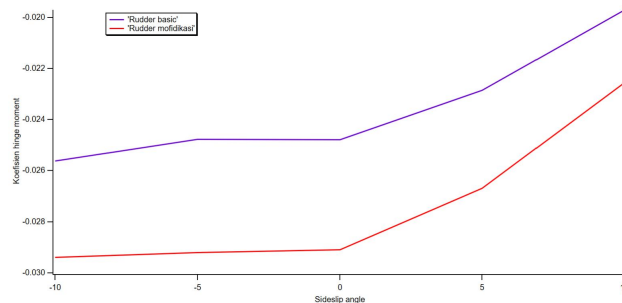


Gambar 13 Kontur kecepatan rudder modifikasi defleksi 0° pada $\beta 10^\circ$

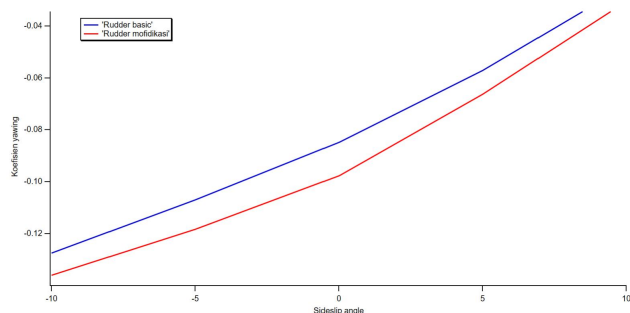
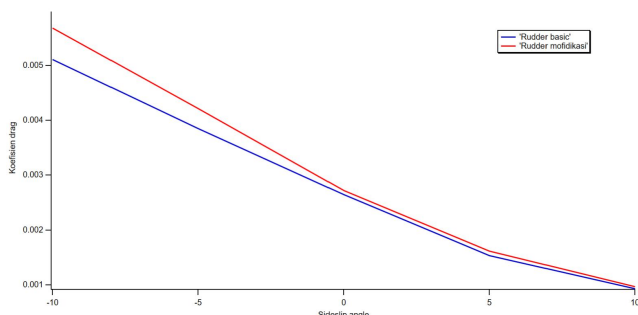
Laju aliran pada rudder modifikasi mengalami pelambatan velocity pada sisi *lower* dari leading edge VTP hingga trailing edge rudder. Sehingga ini mengakibatkan drag yang dihasilkan oleh rudder modifikasi tersebut lebih besar dibanding rudder basic.

B. Analisa defleksi rudder pada -20°

Analisa pada defleksi -20° ini perlu dilakukan guna mengetahui performa yawing dari pesawat. Defleksi rudder -20° ini merupakan sudut maksimal arah negatif (dari sumbu koordinat) defleksi yang dapat dilakukan oleh pesawat N2XX. Hasil simulasi didapatkan data sebagai berikut.



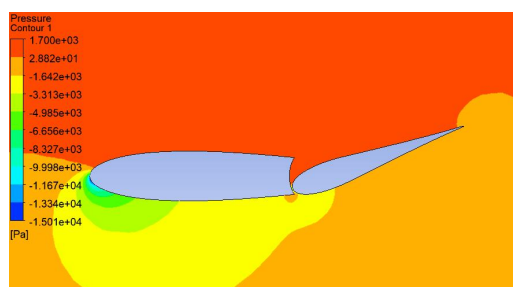
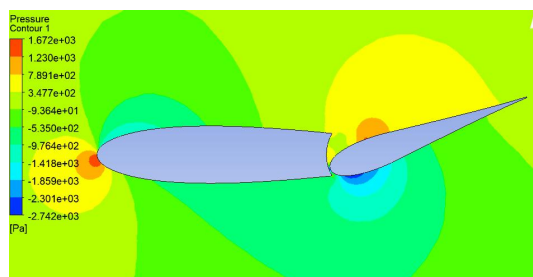
Gambar 14 Grafik perbandingan Che pada defleksi -20°

Gambar 15 Grafik perbandingan C_y pada defleksi -20° Gambar 16 Grafik perbandingan C_d pada defleksi -20°

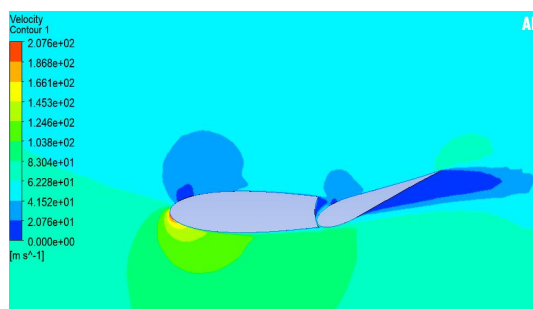
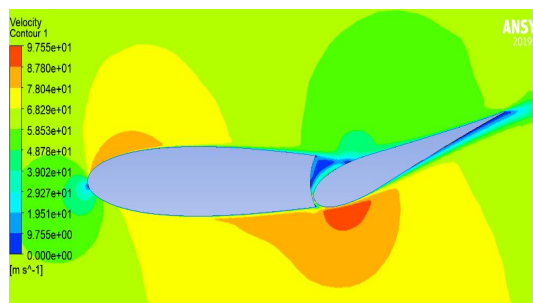
Pada perbandingan C_{he} antara rudder basic dengan rudder modifikasi pada defleksi -20° ini memiliki selisih penambahan nilai C_{he} yang cukup signifikan. Pada $0^\circ \beta$ memiliki nilai C_{he} -0.024776697 pada rudder basic dan saat rudder dimodifikasi nilai C_{he} -0.029087752 . Kemudian pada $\beta 10^\circ$ nilai C_{he} pada basic rudder adalah -0.019708826 dan rudder modifikasi adalah -0.022545367 .

Pada sudut $\beta 0^\circ$ ini memiliki nilai C_{he} yang lebih besar daripada $\beta 10^\circ$, hal ini dikarenakan nilai side force (C_y) pada sudut $\beta 0^\circ$ lebih besar daripada $\beta 10^\circ$. Tanda negatif pada nilai C_{he} tersebut menandakan arah moment pada rudder yang berotasi secara counter clockwise (CCW).

Pada koefisien yawing untuk sudut $\beta -10^\circ$ dan 10° didapatkan nilai C_y berturut-turut untuk basic rudder adalah -0.12752424 , -0.024416231 dan rudder modifikasi adalah -0.13597773 , -0.030518471 . Pada sudut ini memiliki peningkatan nilai C_y yang cukup signifikan, karena pada defleksi -20° ini memiliki tekanan yang tinggi pada sisi *upper* rudder dan rendah pada sisi *lower*. Hal itu yang menyebabkan adanya perbedaan tekanan pada $\beta -10^\circ$ dan 10° .

Gambar 17 Kontur tekanan rudder basic defleksi -20° pada sudut $\beta -10^\circ$ Gambar 18 Kontur tekanan rudder basic defleksi -20° pada sudut $\beta 10^\circ$

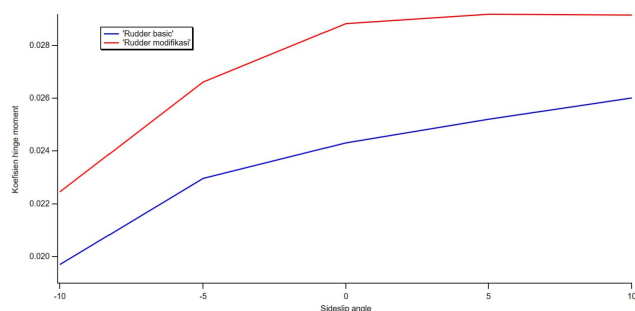
Nilai C_d baik pada rudder basic maupun rudder modifikasi cenderung lebih besar ketika sudut β bernilai negatif. Hal ini disebabkan oleh vektor kecepatan yang membuat laju aliran yang menabrak surface rudder yang di defleksikan pada -20° akan menyebabkan perbedaan nilai C_d tersebut.

Gambar 19 Kontur kecepatan rudder basic defleksi -20° pada $\beta -10^\circ$ Gambar 20 Kontur kecepatan rudder basic defleksi -20° pada $\beta 10^\circ$

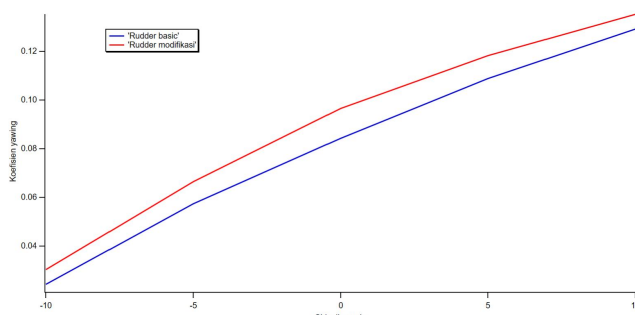
Laju aliran pada $-10^\circ \beta$ terlihat lebih lambat sehingga C_d lebih besar. Selain itu pada sudut $-10^\circ \beta$ ini mengalami separasi aliran lebih, sehingga menghasilkan lebih banyak turbulen yang mengakibatkan nilai drag lebih tinggi. Titik stagnasi pada kedua kontur tersebut juga berada pada titik yang berbeda. Pada $-10^\circ \beta$ titik stagnasi berada pada bagian leading edge upper VTP, sedangkan pada saat $10^\circ \beta$ titik stagnasi berada ditengah leading edge dari VTP. Secara berturut-turut pada sudut $\beta -10^\circ$ didapat nilai C_d untuk rudder basic sebesar 0.005112747 dan 0.00568128 untuk rudder modifikasi. Lalu pada sudut $\beta 10^\circ$ nilai C_d untuk rudder basic dan modifikasi rudder dengan plat 10% berturut-turut adalah 0.000932922 dan 0.000967899 .

C. Analisa defleksi rudder pada 20°

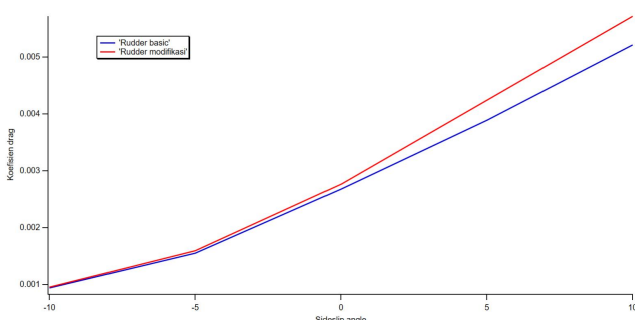
Analisa terakhir dilakukan pada performa defleksi rudder 20° (rotasi sisi +). Analisa ini dilakukan untuk mengetahui karakteristik rudder pada sudut defleksi maksimal 20° . Data yang dihasilkan sebagai berikut.



Gambar 21 Grafik perbandingan Che pada defleksi 20°

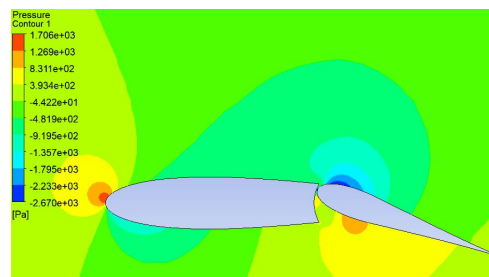
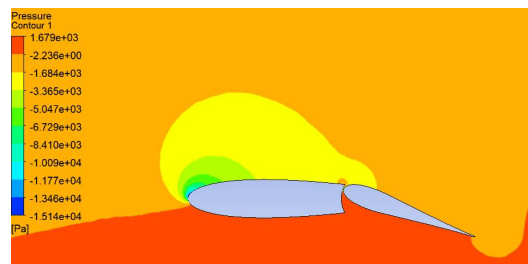


Gambar 22 Grafik perbandingan Cy pada defleksi 20°



Gambar 23 Grafik perbandingan Cd pada defleksi 20°

Nilai koefisien *hinge moment* Untuk kedua konfigurasi rudder pada saat β -10° memiliki hasil 0.019704901 pada basic rudder dan 0.022461673 pada rudder modifikasi. Sedangkan pada β 10° nilai C_{he} pada basic rudder adalah 0.026020986 dan modifikasi rudder adalah 0.029169707. Nilai C_{he} pada sudut serang β -10° dan 10° menunjukkan pola yang berlawanan dengan defleksi -20° rudder. Hal ini diakibatkan adanya perbedaan distribusi tekanan pada sudut tersebut, yang akhirnya menyebabkan nilai C_y pada sudut 10° β memiliki nilai C_y yang lebih besar daripada sudut -10° β . Untuk sudut serang β 10° didapat nilai C_y sebesar 0.12909677 untuk basic rudder dan 0.13520221 untuk rudder modifikasi. Sedangkan pada saat sudut serang β -10° didapat nilai C_y untuk basic rudder dan extend rudder berturut-turut adalah 0.024377026 dan 0.030484442. perbedaan nilai C_y pada sudut β 10° dan β -10° ini diakibatkan oleh adanya perbedaan tekanan yang terjadi pada sudut tersebut.

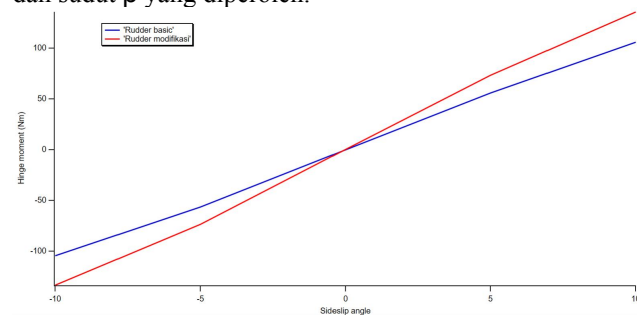
Gambar 24 Kontur tekanan rudder basic defleksi 20° pada sudut β -10° Gambar 25 Kontur tekanan rudder basic defleksi 20° pada sudut β 10°

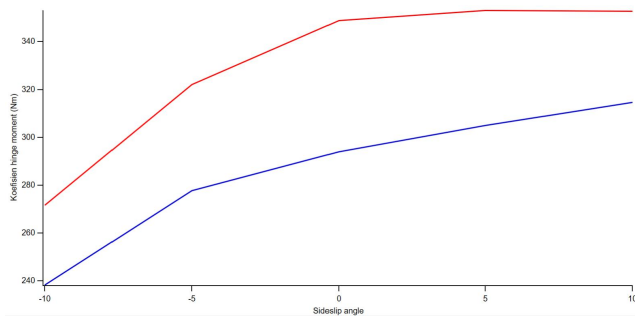
Terlihat perbedaan tekanan pada Gambar 24 dan 25, pada sudut 10° β memiliki kontur tekanan yang lebih besar pada lower dibanding dengan -10° β . Hal ini yang membuat nilai C_y pada sudut 10° β memiliki nilai yang besar daripada -10° β . Selain itu warna biru pada -10° β menggambarkan tekanan rendah pada bagian upper, hal ini karena adanya laju aliran yang tinggi disekitar upper tersebut, sehingga menyebabkan tekanan rendah.

Dengan adanya penambahan plat 10% pada rudder, memiliki nilai C_d yang lebih besar daripada basic rudder pada setiap sudut defleksi rudder dan sudut serang β . Hal tersebut terjadi karena adanya penambahan area, sehingga aliran fluida akan menumbuk dan mengalir pada luasan area tersebut.

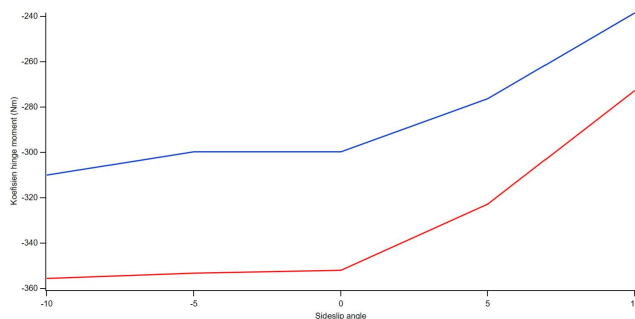
D. Analisa nilai *hinge moment*

Nilai *hinge moment* ditentukan berdasarkan kalkulasi dengan menggunakan Persamaan 2. Gambar 26-28 menyajikan nilai *hinge moment* pada variasi defleksi rudder dan sudut β yang diperoleh.

Gambar 26 Grafik hinge moment (Nm) pada defleksi rudder 0°



Gambar 27 Grafik hinge moment (Nm) pada defleksi rudder 20°



Gambar 28 Grafik hinge moment (Nm) pada defleksi rudder -20°

IV. KESIMPULAN

Hasil simulasi menunjukkan bahwa dengan melakukan modifikasi penambahan 10% plat pada trailing edge rudder menyebabkan perubahan distribusi tekanan dan pola aliran sekitar rudder. Perubahan ini meningkatkan hasil koefisien yawing yang bekerja pada permukaan rudder akibat perubahan sudut *side slip* (β) sehingga menghasilkan peningkatan nilai pada *hinge moment*. Modifikasi area rudder dengan menambahkan 10% plat pada trailing edge meningkatkan nilai *hinge moment* yang cukup signifikan, yaitu sebesar 15%. Namun, tentu konsekuensi yang didapat dengan menambah area ini akan meningkatkan nilai drag akibat bertambahnya friction force dan perubahan pola aliran pada rudder.

Pada kondisi defleksi rudder maksimum, distribusi tekanan pada sisi *upper* dan *lower* rudder menunjukkan hasil yang lebih signifikan sehingga menghasilkan gaya aerodinamis yang lebih besar. Hal ini menyebabkan nilai *hinge moment* meningkat secara nyata pada konfigurasi rudder modifikasi.

Hasil penelitian ini diharapkan dapat menjadi referensi dalam proses evaluasi desain rudder maupun pengembangan sistem kendali pesawat yang menggunakan teknologi *full mechanical*.

DAFTAR RUJUKAN

- [1] S. N. Rahmah, "Analisis Aerodinamika Aileron Pesawat N2Xx Dengan Metode Computational Fluid Dynamics," *Digit. Repos. Univ. Jember*, pp. 1–76, 2020.
- [2] M. H. Amir and S. Sarwono, "Analisa Nilai Hinge Moment Coefficient pada Pengaruh Bentuk Rudder Pesawat N-2xx dengan Variasi Defleksi Rudder 0o, 10 O, dan 25 O Berbasis Computational Fluid Dynamics," *J. Tek. ITS*, vol. 7, no. 2, pp. 140–145,

2018, doi: 10.12962/j23373539.v7i2.35827.

- [3] J. Roskam, "Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls," *Roskam Aviation and Engineering Corporation*.
- [4] N. Golmirzaee and D. H. Wood, "Some effects of domain size and boundary conditions on the accuracy of airfoil simulations," *Adv. Aerodyn.*, 2024, doi: 10.1186/s42774-023-00163-z.
- [5] Raul.raghav, "Optimum domain size for fluid flow problems," *innovationspace.ansys.com*. Available: <https://innovationspace.ansys.com/forum/forums/topic/optimum-domain-size-for-fluid-flow-problems/?utm>
- [6] Y. A. Chengel and J. M. Cimbala, *Fluid Mechanics Fundamentals and Applications*, 2nd ed. New York: McGraw Hill, 2010.