

Analisa Nilai *Hinge Moment Coefficient* pada Pengaruh Bentuk *Rudder* Pesawat N-2xx dengan Variasi Defleksi *Rudder* 0° , 10° , dan 25° Berbasis *Computational Fluid Dynamics*

Muhammad Husain Amir dan Sarwono

Departemen Teknik Fisika, Fakultas Teknologi Industri, Institut Teknologi Sepuluh Nopember (ITS)

e-mail: husainamir56@gmail.com

Abstrak—Pesawat N-2XX adalah pesawat yang dirancang oleh PT. Dirgantara Indonesia untuk penerbangan rute perintis dan dibuat dengan teknologi full mechanical dalam melakukan penerbangannya. Pengendalian rudder yang dilakukan oleh pilot tersebut akan menghasilkan sebuah gaya counter yang disebut dengan *coefficient hinge moment*. Nilai *coefficient hinge moment* dari rudder tergantung dari bentuk rudder yang dimiliki pesawat, sehingga dilakukan analisa mengenai variasi nilai hinge moment terhadap bentuk rudder yang berbeda. Penggunaan rudder dengan bentuk conic dengan defleksi 0° dan 10° memiliki nilai *coefficient hinge moment* yang lebih kecil dibanding *rudder circle*. Namun pada sudut defleksi 25° *rudder conic* memiliki nilai Ch sebesar 0.051166 pada *angle of attack* -5° , lalu sebesar 0.060217 pada *angle of attack* 0° , dan sebesar 0.069274 untuk *angle of attack* 5° .

Kata Kunci— *Rudder*, *Angle of Attack*, dan *Coefficient Hinge Moment*.

I. PENDAHULUAN

PESAWAT N-2XX yang dibuat oleh PT Dirgantara Indonesia (Persero) adalah pesawat generasi terbaru dengan teknologi full mechanical dengan tujuan untuk melakukan penerbangan di daerah perintis. Pesawat ini memang didesain untuk daerah dengan kondisi alam yang memiliki tingkat kesulitan tinggi seperti landasan yang tidak dilapisi aspal serta landasan yang pendek.

Pesawat N-2XX mampu terbang dengan kecepatan 66 knot pada saat kondisi take off dan pada saat fase cruise dapat mencapai ketinggian 10.000ft. Pesawat ini beroperasi di daerah pegunungan dan rute perintis yang memiliki karakteristik yang lebih beresiko seperti kontur topografi, elevasi, kecepatan angin, dan tipe cuaca. Pada pesawat dengan teknologi full mechanical karakteristik tersebut akan mampu menyulitkan pilot dalam melakukan manuver. Hal tersebut dikarenakan pergerakan dari kendali elevator, rudder, dan aileron tidak dibantu oleh sistem elektrik.

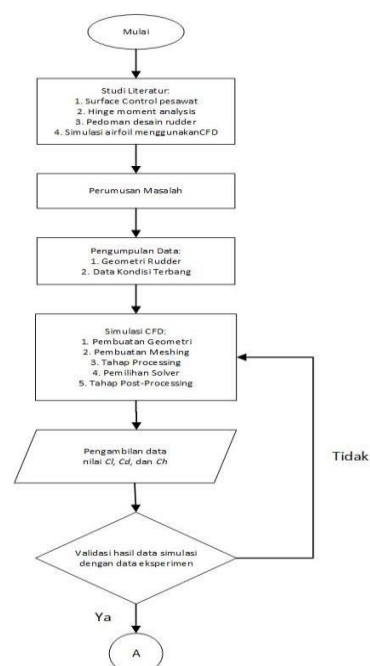
Rudder merupakan bagian pesawat yang berfungsi untuk membuat pesawat dapat melakukan yaw (berbelok ke kanan atau kiri). Pesawat bisa melakukan yaw dikarenakan rudder akan mengalami defleksi sehingga memberikan tekanan yang berbeda pada permukaan kiri dan kanan dari rudder. Pada saat pilot melakukan yaw, maka rudder akan melakukan defleksi kearah yang ditentukan oleh pilot. Namun saat pilot melakukan yaw akan menghasilkan sebuah gaya counter yang mampu menyulitkan pilot

dalam mengendalikan defleksi rudder pada pesawat. Gaya counter tersebut adalah hinge moment, yang berupa restoring tendency dan floating tendency pada komponen control [1]. Menurut penelitian yang dilakukan oleh yang dilakukan oleh Zhang diketahui jika perubahan pada geometri *rudder* dapat berpengaruh pada hasil Ch yang dihasilkan oleh *rudder* [2]. Perubahan geometri dapat berubah dengan cara merubah desain *rudder* dan memberikan sudut defleksi pada *rudder*. Meningkatnya sudut defleksi tersebut akan meningkatkan gaya lift yang juga akan meningkatkan Ch. Sehingga nilai dari hinge moment pada pesawat dengan teknologi full mechanical harus dibuat sekecil mungkin agar tidak memberikan beban yang besar pada pilot saat melakukan manuver. Nilai hinge moment dari rudder tergantung dari bentuk rudder yang dimiliki pesawat, oleh karena itu perlu dilakukan analisa mengenai variasi nilai hinge moment terhadap bentuk rudder yang berbeda.

II. METODOLOGI

Analisa *coefficient hinge moment* dilakukan dengan alur penelitian seperti pada Gambar 1.

Pada bab ini akan diuraikan langkah-langkah simulasi *rudder* Fluent 17.

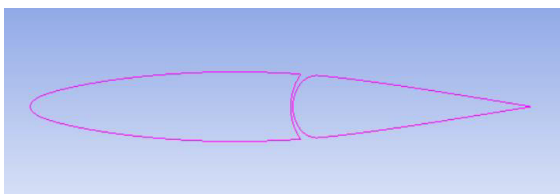




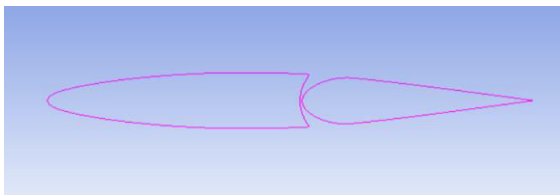
Gambar 1. Diagram alir penelitian.

A. Variasi geometri rudder

Pada penelitian ini difokuskan untuk menganalisa nilai *hinge moment coefficient* pada desain *rudder*. Geometri *rudder* yang digunakan adalah Joukowski *airfoil* dengan bentuk *circle* dan *conic*. Dengan masing – masing geometri diberikan defleksi sebesar 0°, 10°, dan 25°.



Gambar 2. Geometri rudder circle



Gambar 3. Geometri rudder conic.

Kedua geometri tersebut telah disertai dengan *hinge point* dengan panjang *hinge line* 1.448 meter dari *leading edge*. Panjang *chord* dari *airfoil* yang digunakan sebesar 2.3367 meter.

B. Menentukan Hinge Moment Coefficient

Moment aerodynamic pada *hinge line* biasanya dibuat dengan bentuk *dimensionless hinge moment coefficient* C_{h_e} . Untuk itu C_{h_e} didapatkan dengan:

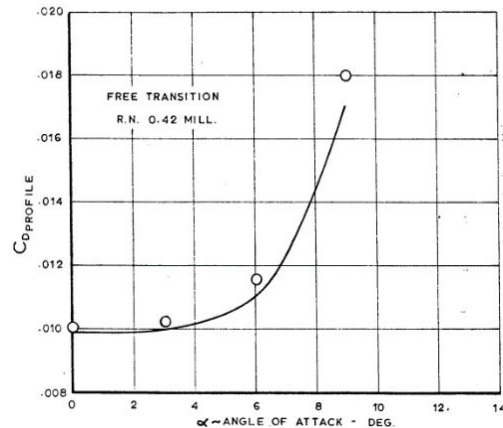
$$C_{h_e} \equiv \frac{H_e}{\frac{1}{2}\rho V^2 S_e C_e} \tag{2.1}$$

Dimana H_e merupakan panjang *leading edge* pada *chord* ke titik engsel, S_e merupakan luas area platform setelah titik engsel dan C_e merupakan panjang *chord*. Dua hal tersebut merupakan dasar untuk menentukan *hinge line* pada *control airfoil*.

C. Parameter Validasi

Penelitian simulasi membutuhkan validasi untuk mengkonfirmasi data yang diperoleh menggunakan perbandingan dengan data pengujian eksperimen agar kaidah validasi data tersebut terpenuhi. Sehingga dalam penelitian tugas akhir ini dibutuhkan parameter validasi untuk memperoleh data yang dapat mendekati kondisi yang sesungguhnya. Pada parameter penelitian *airfoil* tipe Joukowski yang dilakukan oleh *Langley research centre*

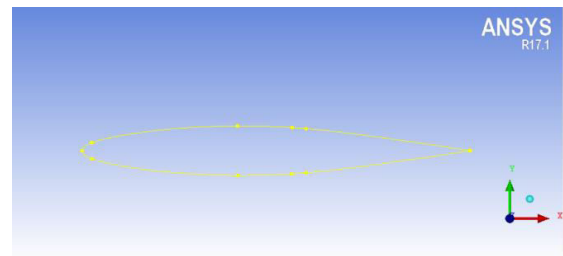
menggunakan *Reynold number* 0.46×10^6 . Karakteristik *reynolds number* yang digunakan untuk validasi adalah data *coefficient drag*. Untuk karakteristik nilai C_d ditinjau pada nilai sudut serang 0°, 3°, 6°, dan 9° pada *reynolds number* 0.46×10^6 adalah sebagai berikut.



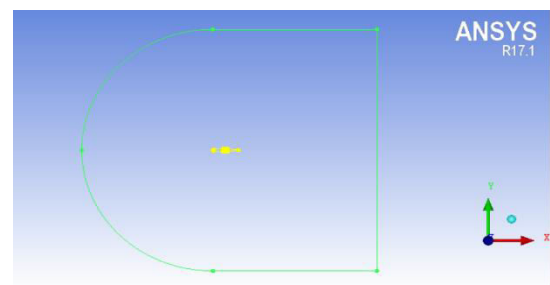
Gambar 4. Profil coefficient drag pada *airfoil symmetrical joukowski*.

D. Pembuatan Domain Simulasi

Tahap *preprocessing* merupakan tahap awal yang dilakukan pada analisa simulasi. Pada tahap ini dilakukan pembuatan geometri dan *meshing* menggunakan ICEM 17. Pada tahap pembuatan geometri dilakukan dengan memasukkan data koordinat geometri *airfoil* tipe Joukowski. Data koordinat didapatkan dari konfigurasi *rudder* pesawat N-2XX. Selanjutnya data koordinat – koordinat tersebut dihubungkan dengan garis (*edge*) menjadi satu kesatuan bidang *airfoil*. Setelah bidang tersebut terbentuk, maka bidang *airfoil* tersebut dibuat sebagai bidang permukaan (*face*). Geometri dibuat dengan nilai *farfield* sebesar 6 kali panjang *chord*.

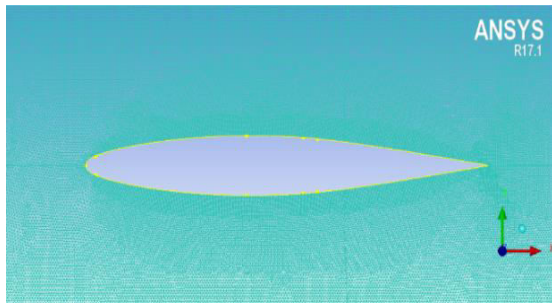


Gambar 5. Geometri *airfoil joukowski*.

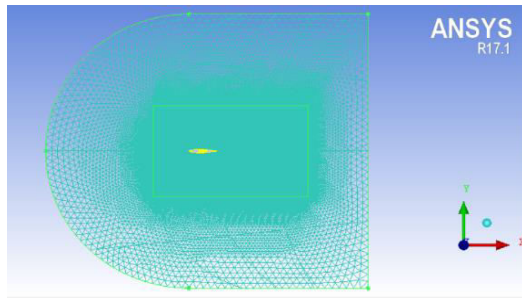


Gambar 6. Domain *farfield*.

Pembuatan *unstructured mesh* dibuat secara penuh dari domain *farfield* sampai dengan bidang *airfoil*. Semakin dekat dengan bidang *airfoil* maka jumlah *mesh* dibuat semakin banyak. Lalu setelah *unstructured mesh* selesai digunakan *meshing prism*. Sehingga bisa mendapatkan hasil perhitungan pada bidang *airfoil* yang lebih akurat.



Gambar 7. Meshing.



Gambar 8. Meshing farfield.

E. Model Turbulensi Simulasi

Model k – omega yang terdapat pada FLUENT merupakan model berdasarkan model Wilcox k – omega yang memasukkan beberapa modifikasi untuk menghitung efek aliran pada bilangan *Reynolds* rendah, kompresibilitas dan penyebaran aliran geser (*shear flow*) [3]. Untuk pemodelan *turbulence kinetic energy* dan *specific dissipation rate* didapatkan dari persamaan berikut.

$$\frac{\partial k}{\partial t} + U_j \frac{\partial k}{\partial x_j} = \tau_{ij} \frac{\partial U_i}{\partial x_j} - \beta^* k \omega + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\nu + \sigma^* \nu_T) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (2.2)$$

$$\frac{\partial \omega}{\partial t} + U_j \frac{\partial \omega}{\partial x_j} = \alpha \frac{\omega}{k} \tau_{ij} \frac{\partial U_i}{\partial x_j} - \beta \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\nu + \sigma \nu_T) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] \quad (2.3)$$

Sehingga digunakan model K – Omega pada proses simulasi menggunakan FLUENT 17.

F. Boundary Condition

Kondisi batas ditentukan untuk mengatur proses simulasi yang akan dilakukan agar sesuai dengan kondisi yang ingin dicapai. Penentuan *boundary condition* dapat dilakukan berdasarkan data – data yang didapat dari pengambilan data atau dari jurnal acuan yang dituju. Untuk simulasi variasi geometri *rudder* digunakan konfigurasi *boundary condition* pada Tabel 1.

Data – data pada *boundary condition* dibuat berdasarkan data kondisi terbang dari pesawat N-2XX. Sehingga simulasi dibuat sedekat mungkin dengan kondisi asli pesawat terbang.

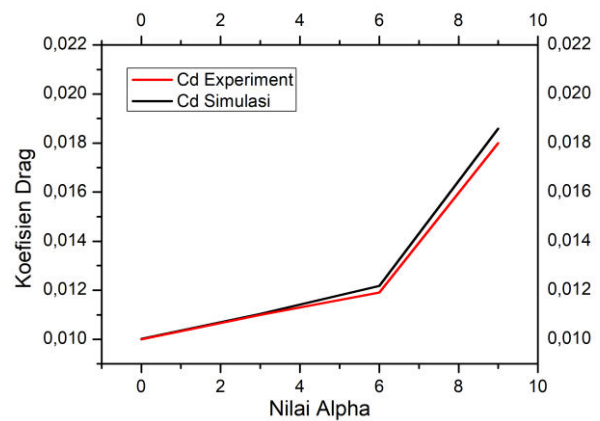
III. HASIL DAN PEMBAHASAN

3.1 Validasi Data Simulasi

Validasi pada penelitian ini menggunakan data dari hasil penelitian yang telah dilakukan Langley Research Centre dengan *airfoil* jenis Joukowski terhadap nilai Cd pada sudut serang 0°, 3°, 6°, dan 9°.

Tabel 1. Boundary Condition

Solver	Density based steady state
Viscous Model	K-Omega
Material	Ideal Gas
Temperature	303.4 K
Density (kg/m³)	1.066059
Viscosity (kg/ms)	1.7894e-05
Turbulent viscosity ratio	10
Mach Number on Pressure Far Field	0.127
Chord-length	2.33675 m
Momentum	Second order upwind
Residual	10e-05
Pressure velocity coupling	Simple
Reynold Number	5,91168e+06

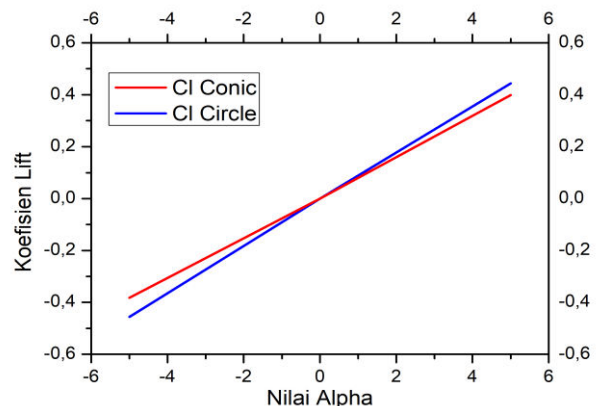


Gambar 9. Grafik Perbandingan Nilai Cd

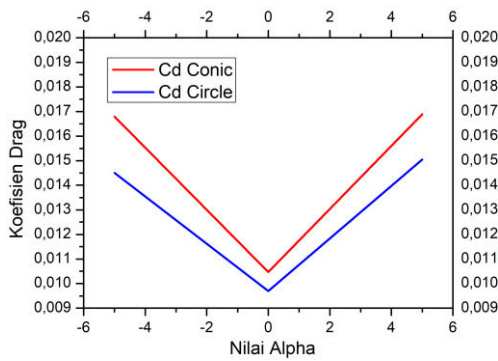
Dengan kondisi simulasi menggunakan *Reynold Number* sebesar 4.6×10^5 dan *Mach Number* 0.2 didapatkan data rata – rata *error* sebesar 2.1%. Dengan ini maka domain simulasi yang dibuat telah sesuai dan simulasi dapat dilanjutkan ke tahap variasi.

3.2 Analisa Defleksi Rudder 0°

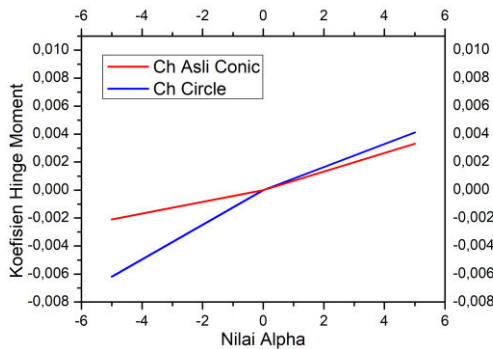
Analisa nilai *coefficient lift*, *coefficient drag*, dan *coefficient hinge moment* pada *rudder circle* dan *conic* pada defleksi 0° didapatkan hasil sebagai berikut.



Gambar 10. Grafik Perbandingan Nilai Cl rudder conic dan circle saat defleksi 0°.



Gambar 11. Grafik Perbandingan Nilai Cd rudder conic dan circle saat defleksi 0°.



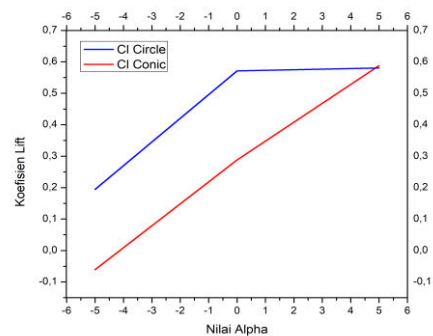
Gambar 12. Grafik Perbandingan Nilai Ch rudder conic dan circle saat defleksi 0°.

Dari perbandingan tersebut bisa didapatkan hasil jika nilai Cl dari masing – masing bentuk tidak terlalu jauh berbeda. Perbedaan nilai Cl yang tidak terlalu besar tersebut terjadi dikarenakan perbedaan geometri dari rudder yang mempengaruhi laju aliran udara yang melewati rudder. Jika ditinjau dari bentuk geometri kedua bentuk rudder, bentuk circle memiliki nilai Cl yang lebih besar dikarenakan permukaan rudder yang dilewati aliran udara lebih luas, sehingga bisa menghasilkan Cl yang lebih besar. Sedangkan untuk rudder dengan bentuk conic memiliki permukaan yang lebih sedikit, sehingga aliran udara yang melewati rudder menghasilkan nilai Cl yang lebih kecil. Selain itu bentuk grafik nilai Cl masing – masing rudder, didapatkan bentuk yang linear dikarenakan hasil dari nilai Cl pada angle of attack -5° dan angle of attack 5° memiliki perbedaan yang tidak jauh. Pada dasarnya, nilai Cl dari angle of attack -5° dan angle of attack 5° seharusnya memiliki nilai yang sama. Namun hasil yang berbeda tersebut sudah dapat dikatakan identik dikarenakan selisih dari hasil nilai Cl pada angle of attack 5° dan -5° tidak terlalu besar. Untuk rudder dengan bentuk circle memiliki nilai Cd lebih kecil dikarenakan pada geometri ini memiliki gap yang lebih kecil dibanding dengan rudder berbentuk conic. Hal menyebabkan aliran udara dengan kecepatan rendah tidak terlalu banyak terkumpul di gap, sedangkan pada rudder bentuk conic mempunyai geometri dengan gap yang lebih besar sehingga aliran udara dengan kecepatan rendah terkumpul di dalam gap, sehingga menghasilkan nilai drag lebih besar. Pada hasil data perbandingan didapatkan nilai hinge moment yang lebih besar dimiliki oleh rudder dengan geometri circle. Hal ini ditunjukkan dengan nilai Ch pada untuk nilai rudder circle sebesar -0.00619 pada angle of attack -5°, lalu pada angle of attack 0° sebesar 0, dan pada angle of attack 5° sebesar 0.00412. Hasil ini berbeda dengan nilai Ch dari rudder dengan bentuk conic yang nilainya sebesar -0.00210 untuk angle of

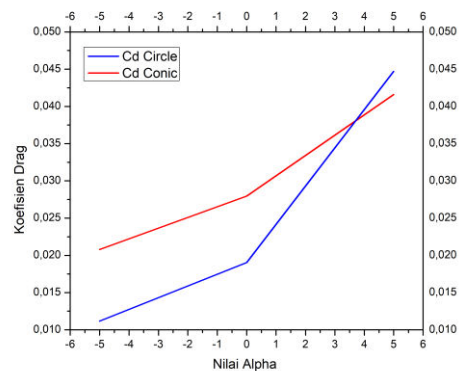
attack -5°, lalu dengan nilai angle of attack 0° didapatkan nilai Ch sebesar 0, dan untuk nilai Ch pada angle of attack 5° adalah sebesar 0.00331. Hasil nilai dengan minus (-) merupakan indicator arah lift menuju sumbu Y negatif. Nilai Ch dari masing – masing bentuk mengalami perbedaan dikarenakan adanya pengaruh dari bentuk rudder yang digunakan. Hasil hinge moment dari rudder dengan bentuk conic lebih kecil dibandingkan rudder dengan bentuk cone dikarenakan rudder dengan bentuk conic memiliki gaya lift yang lebih kecil dari rudder circle, sehingga gaya counter / hinge moment yang dihasilkan oleh rudder jadi lebih kecil. Grafik Ch yang tidak linear dari rudder circle disebabkan karena aliran yang mengalir dengan Reynolds number yang kecil pada kecepatan subsonic dapat sangat dipengaruhi oleh faktor – faktor lain seperti viskositas menjadi lebih kompleks, sehingga grafik Ch pada rudder circle tidak menunjukkan bentuk linear.

3.3 Analisa Defleksi Rudder 10°

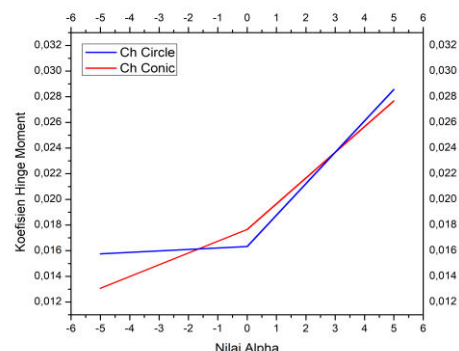
Hasil analisa nilai coefficient lift, coefficient drag, dan coefficient hinge moment pada rudder circle dan conic saat defleksi 10° didapatkan data sebagai berikut.



Gambar 13. Grafik Perbandingan Nilai Cl rudder conic dan circle saat defleksi 10°.



Gambar 14. Grafik Perbandingan Nilai Cd rudder conic dan circle saat defleksi 10°.

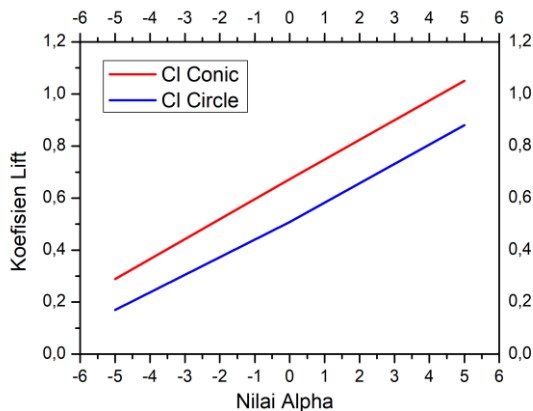


Gambar 15. Grafik Perbandingan Nilai Ch rudder conic dan circle saat defleksi 10°.

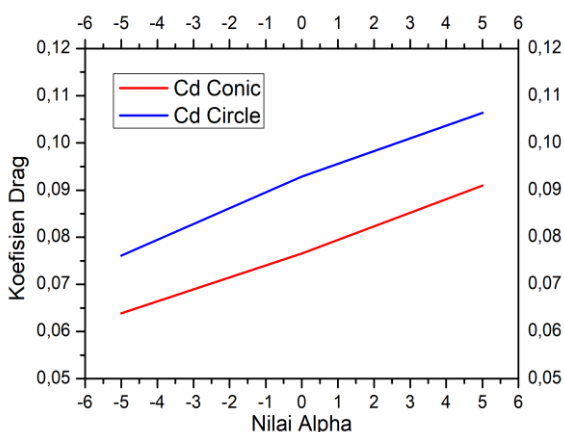
Nilai *hinge moment* pada *rudder* geometri *circle* untuk kondisi defleksi 10° pada sudut serang 5° dan -5° lebih besar dibandingkan dengan geometri *rudder conic* dengan kondisi dan sudut serang yang sama. Pada sudut serang -5° didapatkan nilai *Ch* sebesar 0.015748 untuk *rudder circle* dan 0.013068 untuk *rudder conic*. Lalu pada sudut serang 5° didapatkan nilai *Ch* sebesar 0.028561 untuk *rudder circle* dan 0.027673 untuk *rudder conic*. Namun untuk sudut serang 0° nilai *coefficient hinge moment* lebih besar pada geometri *rudder conic* yang sebesar 0.017657 dan *rudder circle* sebesar 0.00163. Pada sudut serang 5° dan -5° *rudder circle* memiliki nilai *coefficient hinge moment* yang lebih besar dikarenakan pada sudut serang -5° *rudder circle* memiliki nilai *coefficient lift* yang lebih besar, lalu pada sudut serang 5° nilai *coefficient lift* dari kedua *rudder* relatif sama, namun dikarenakan *rudder circle* mempunyai luas permukaan yang lebih besar maka nilai *Ch* yang dimiliki lebih besar dibanding *rudder conic*. Sedangkan pada sudut serang 0° *rudder conic* memiliki nilai *coefficient hinge moment* yang lebih besar dikarenakan pada saat *rudder* mengalami defleksi sebesar 10° , aliran fluida yang datang dari *angle of attack* 0° akan membuat gaya *counter* yang berlawanan dengan gaya *lift*. Timbulnya gaya *counter* tersebut disebabkan karena bentuk dari *rudder conic* memiliki lengan gaya yang lebih besar dibandingkan *circle*. Semakin besar lengan gaya tersebut maka akan membuat *hinge moment* yang terjadi pada *rudder* semakin besar.

3.4 Analisa Defleksi Rudder 25°

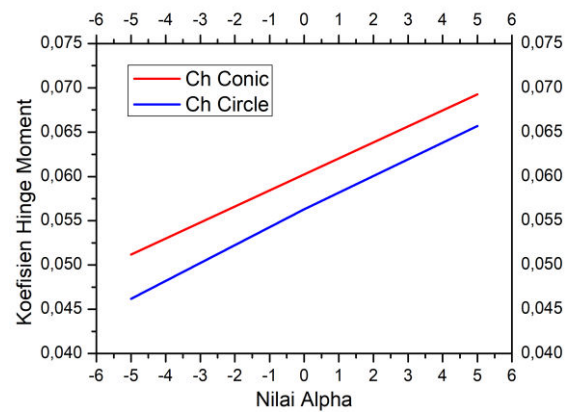
Untuk hasil analisa nilai *coefficient hinge moment* pada *rudder circle* dan *conic* saat defleksi 25° dilakukan



Gambar 16. Grafik Perbandingan Nilai *Cl* *rudder conic* dan *circle* saat defleksi 25° .



Gambar 17. Grafik Perbandingan Nilai *Cd* *rudder conic* dan *circle* saat defleksi 25° .



Gambar 18. Grafik Perbandingan Nilai *Ch* *rudder conic* dan *circle* saat defleksi 25° .

Nilai *coefficient hinge moment* dengan defleksi 25° didapatkan nilai *Ch* terbesar pada *rudder conic* untuk semua sudut serang. Hal ini ditunjukkan dengan nilai *Ch* pada untuk nilai *rudder conic* sebesar 0.051166 pada *angle of attack* -5° , lalu sebesar 0.060217 pada *angle of attack* 0° , dan sebesar 0.069274 untuk *angle of attack* 5° . Sedangkan pada *rudder* dengan bentuk *circle* didapatkan nilai *Cd* sebesar 0.046156 pada *angle of attack* -5° , lalu dengan nilai *angle of attack* 0° didapatkan nilai *Cd* sebesar 0.056294241, dan sebesar 0.065682 pada *angle of attack* 5° . Hasil nilai *coefficient hinge moment* pada *rudder conic* lebih besar dibandingkan dengan *rudder circle* dikarenakan pada *rudder conic* pada kondisi defleksi 25° masih mampu menghasilkan gaya *lift*. Sedangkan pada *rudder circle* saat defleksi 25° sudah mengalami *stall*, kecuali pada sudut serang 5° yang masih bisa menghasilkan *lift*. Saat *rudder conic* mengalami *stall* maka *lift* yang dihasilkan sangat sedikit sehingga *counter force* atau *coefficient hinge moment* yang dihasilkan lebih kecil dari *rudder conic*. Namun selisih nilai *Ch* dari kedua *rudder* tidak terlalu jauh, hal ini dikarenakan pada saat defleksi 25° gaya *drag* yang dihasilkan juga besar sehingga *drag* tersebut terakumulasi dengan *counter force* pada *rudder*.

IV. KESIMPULAN

1. Analisa nilai *Ch* pada bentuk *rudder* menggunakan CFD didapatkan hasil jika bentuk *rudder conic* memiliki nilai *Ch* lebih besar dibandingkan dengan *rudder circle* jika digunakan pada sudut defleksi besar. Dengan nilai *Ch* sebesar 0,060217206 untuk *conic* dan sebesar 0,056294241 untuk *circle* pada defleksi 25° .
2. Pengaruh desain *rudder* akan berdampak pada nilai *Cl* yang dihasilkan. 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*. Selain itu nilai *Ch* akan semakin bertambah pada saat sudut defleksi yang dihasilkan semakin besar, meskipun dalam keadaan *stall* nilai *Ch* akan semakin bertambah dikarenakan pengaruh dari gaya *drag*.
3. Pengaruh sudut serang pada nilai *Ch* mempunyai pengaruh pada gaya *lift* yang dihasilkan oleh *rudder*, namun pada sudut serang 0° perubahan nilai *Ch* yang dihasilkan terhadap perubahan sudut serang tidak terlalu signifikan. Pada defleksi 10° nilai *Ch* *rudder circle* sebesar 0.0163 dan *rudder conic* 0.017657. Lalu

pada defleksi 25° nilai C_h rudder circle sebesar 0.056294241 dan nilai C_h rudder conic sebesar 0.060217.

4. Nilai C_h akan semakin bertambah pada saat sudut defleksi yang dihasilkan semakin besar, bertambahnya nilai C_h ini berbanding lurus dengan nilai C_l . Meskipun saat mencapai keadaan stall nilai C_h akan semakin bertambah dikarenakan pengaruh dari gaya drag.

Penggunaan *rudder* pada pesawat, *rudder* dengan geometri *conic* lebih baik dari *rudder circle* apabila digunakan sebagai desain *rudder* pesawat N-2XX. Hal ini dibuktikan saat sudut defleksi 25° nilai C_h *rudder conic* lebih besar dibandingkan nilai *rudder circle*, karena pada saat *rudder* menghasilkan *lift* maka akan menghasilkan *hinge moment coefficient*. Namun dalam melakukan desain *rudder* perlu diperhatikan mengenai desain *vertical stabilizer* yang dapat menghasilkan fenomena *nontrivial*

berupa kombinasi aliran udara yang *asymmetric* sesaat setelah melewati sayap dan *fuselage* pada pesawat, serta *side force* yang dihasilkan oleh kombinasi *rudder* dan *aileron*[15]. Nilai C_h yang lebih kecil akan memberikan kemudahan bagi pilot pada saat melakukan manuver. Selain itu kelebihan dari rudder dengan geometri *conic* masih mampu menghasilkan gaya *lift* pada saat defleksi 25° .

DAFTAR PUSTAKA

- [1] A. Caughey, *Introduction to Aircraft Stability and Control*. New York, 2011.
- [2] G. Zhang, M. Yu, and A. Chien, "Investigation of the Three-Dimensional Hinge Moment Characteristics Generated by the ONERA-M6 Wing with an Aileron," Nanyang, 2013.
- [3] F. Tuakia, *Dasar - Dasar CFD menggunakan FLUENT*. Bandung: Informatika Bandung, 2008.