

ANALISIS MOMEN POROS DAN GAYA SAMPING *HORN RUDDER* BIDANG KENDALI PESAWAT N-XXX MENGGUNAKAN *COMPUTATIONAL FLUID DYNAMIC***Muchammad***Departemen Teknik Mesin, Fakultas Teknik, Universitas Diponegoro
Jl. Prof. H. Soedarto, Tembalang, Kota Semarang 50275.*Email: m_mad5373@yahoo.com**ABSTRAK**

Pesawat merupakan sarana transportasi yang memiliki arti penting bagi pembangunan ekonomi dan pertahanan, mengingat bahwa Indonesia adalah sebuah Negara kepulauan dengan kondisi geografis yang sulit untuk diakses tanpa sarana transportasi yang memadai. Penelitian ini bertujuan agar mendapatkan koefisien *hinge moment* dan *side force* bidang kendali ekor pesawat N-XXX pada bagian *rudder horn* dengan variasi defleksi dengan derajat tertentu. Metode yang digunakan untuk analisis aerodinamika ada beberapa macam, yakni metode analisis *Computational Fluid Dynamic* (CFD) dan eksperimen yang biasa dilakukan dengan uji terowongan angin yang menawarkan tingkat keakuratan hasil lebih nyata namun dengan biaya yang lebih besar. Metode yang digunakan pada penelitian ini adalah analisis dengan metode *Computational Fluid Dynamic* (CFD). Penelitian dilakukan dengan variasi defleksi pada *horn rudder* sebesar $0^\circ, 10^\circ, 20^\circ$ untuk mengetahui nilai *hinge moment* dan *side force* dengan langkah mengidealisasi geometri, *meshing* dan diselesaikan dengan CFD untuk perhitungannya guna mendapatkan nilai *hinge moment* dan *side force*. Pada defleksi 0° mempunyai nilai *hinge moment* -0.588, defleksi 10° mempunyai nilai *hinge moment* 0.653 dan defleksi 20° mempunyai nilai *hinge moment* -3.836 sedangkan untuk nilai *side force* pada defleksi 0° mempunyai nilai *side force* -0.999, defleksi pada 10° mempunyai nilai *side force* 70.908, defleksi 20° mempunyai nilai *side force* 106.773.

Kata kunci: ekor pesawat, defleksi, *hinge moment*, *rudder horn*, *side force*.

PENDAHULUAN

Pesawat merupakan sarana transportasi yang memiliki arti penting bagi pembangunan ekonomi dan pertahanan, mengingat bahwa Indonesia adalah sebuah negara kepulauan dengan kondisi geografis yang sulit untuk diakses tanpa sarana transportasi yang memadai. Dari kondisi tersebut muncul pemikiran bahwa sebagai sebuah negara kepulauan Indonesia berada dalam posisi untuk memiliki industri maritim dan penerbangan. Hal ini yang mendorong lahirnya industri pesawat terbang di Indonesia.

Dengan berkembangnya pesawat terbang sebagai alat di bidang transportasi, maka orang cenderung menggunakan pesawat terbang saat melakukan perjalanan ke suatu tempat yang relatif jauh. Hal itu dikarenakan transportasi dengan pesawat akan lebih efektif dari segi waktu. Pesawat terbang memiliki beberapa komponen utama seperti badan pesawat, ekor, sayap, *flap* dan sebagainya. Dimana setiap komponen saling menunjang satu sama lain untuk menghasilkan pesawat yang handal dan aman bagi manusia.

Tekanan serta kecepatan adalah besaran dasar dalam konsep ilmu aerodinamika, kedua

parameter tersebut menjadi landasan bagi pengembangan konsep serta aplikasi aerodinamika. Fenomena *flow around body* sendiri kerap kali menimbulkan beberapa peristiwa yang cukup merugikan dalam suatu perancangan benda uji pada industri yang bergerak pada bidang aerodinamika, seperti halnya gesekan antara aliran fluida dengan sebuah bodi atau benda uji, yang akan berujung dengan timbulnya daerah yang lemah di sekitar bodi atau benda uji. Hal inilah yang mendasari penulis untuk menekankan penelitian ini pada salah satu produk pesawat Pesawat N-XXX. Pesawat N-XXX adalah pesawat multi-fungsi kelas ringan dan bermesin turboprop dengan kapasitas angkut mencapai 19 penumpang.

Analisis aerodinamika untuk model ekor pesawat N-XXX dilakukan untuk menghitung koefisien *hinge moment* (CH) dan koefisien *side force* (CY) pada bidang kendali ekor untuk beberapa variasi defleksi bidang kendali.

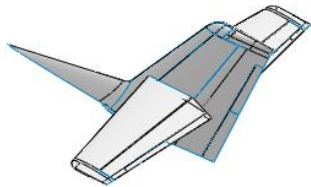
Tujuan dari penelitian ini adalah analisa *hinge moment* dan *side force* pada ekor pesawat N-XXX dengan melakukan simulasi dan perhitungan untuk mendapatkan koefisien *hinge moment* dan koefisien *side force* dengan

variasi defleksi bidang kendali yakni defleksi *horn ruder* sebesar 0° , 10° dan 20° .

METODE PENELITIAN

Metode yang digunakan pada penelitian adalah analisis dengan metode *Computational Fluid Dynamic*. Penelitian dilakukan dengan variasi defleksi pada *horn rudder* yaitu $0^\circ, 10^\circ, 20^\circ$ untuk mengetahui nilai *hinge moment* dan *side force* dengan langkah mengidealisasi geometri, *meshing* dan kemudian menyelesaikannya dengan CFD.

Gambar 1 menunjukkan ekor pesawat N-xxx yang menjadi focus penelitian. Adapun yang dilakukan pembahasan pada penelitian ini adalah sayap tegak pada ekor.



Gambar 1. Komponen ekor pesawat N-XXX.

Dasar ilmu mekanika fluida seperti tebal lapis batas, persamaan momentum, dan *Reynolds Number*. Koefisien momen poros dan koefisien gaya samping didapatkan dari analisa lapis batas yang terjadi disekitar permukaan benda yang dilalui oleh fluida *viscous*, fluida pada daerah lapis batas mengalami hambatan yang disebabkan oleh beberapa faktor, seperti faktor gesekan, efek- efek viskos dan jarak yang melintasi lapisan batas dari dinding ke titik dimana kecepatan aliran pada dasarnya mencapai kecepatan 'aliran bebas'. Persamaan ketebalan lapis batas turbulen pada permukaan plat datar, adalah berikut :

$$\delta \approx 0.37x/Re^{1/5} \quad (1)$$

δ : tebal lapis batas kecepatan
 Re : bilangan *Reynolds*

Bilangan *Reynolds* adalah sebuah bilangan non dimensi yang mengukur rasio antara gaya inersia terhadap gaya viskos dengan suatu kondisi aliran tertentu. Bilangan ini digunakan untuk mengidentifikasikan jenis aliran yang berbeda, misalnya laminar dan turbulen (Turmudi, 2016). Bila aliran fluida memiliki bilangan *Reynolds* yang sama maka fluida tersebut akan karakteristik aliran yang sama

meskipun densitas, kecepatan dan viskositas yang berbeda.

Bilangan *Reynolds* memiliki formula persamaan sebagai berikut:

$$Re = \frac{\rho v x}{\mu} \quad (2)$$

Re : bilangan *Reynolds*
 ρ : densitas fluida
 v : kecepatan fluida
 μ : viskositas dinamik fluida
 x : *chord of rudder horn*

Side force adalah gaya samping yang bekerja pada permukaan benda. Pada kasus ini diakibatkan karena defleksi bidang kendali dimana aliran udara dari *free stream* menuju objek benda terjadi dalam satu arah. Penyajian data *side force coefficient* dengan formula sebagai berikut:

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

$$q = 0.5 \rho v^2 \quad (4)$$

Y : *side force* bidang kendali
 ρ : densitas fluida
 v : kecepatan pesawat
 S : bidang referensi kendali
 q : *dynamic air pressure*

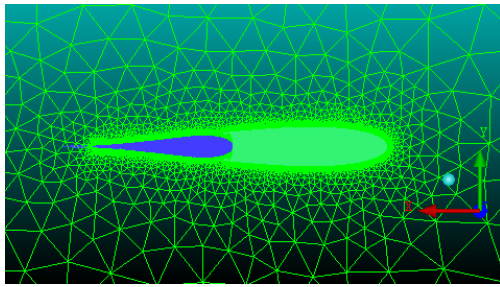
Momen poros adalah momen yang bekerja pada *hinge line* (poros engsel) suatu bidang kendali. Momen ini terjadi karena adanya gaya gaya aerodinamika yang dialami oleh bidang kendali terhadap garis engselnya yang menjadi lengan gaya. *Hinge moment* merupakan parameter penting yang harus diketahui, hal ini bertujuan agar beban yang dialami oleh pilot saat mengendalikan pesawat sesuai standar. Penyajian data *hinge moment* pesawat udara biasanya dibuat dalam bentuk non-dimensional yaitu koefisien hinge moment dengan formula sebagai berikut:

$$C_H = \frac{H}{qS\bar{c}} \quad (5)$$

H : *Hinge Moment* bidang kendali
 $\bar{c}$: *Mean aerodynamic chord*

Setelah idealisasi geometri dan pembuatan *farfield*, maka tahap berikutnya adalah *meshing*

pada benda uji. Gambar 2 menunjukkan meshing pada ekor pesawat.

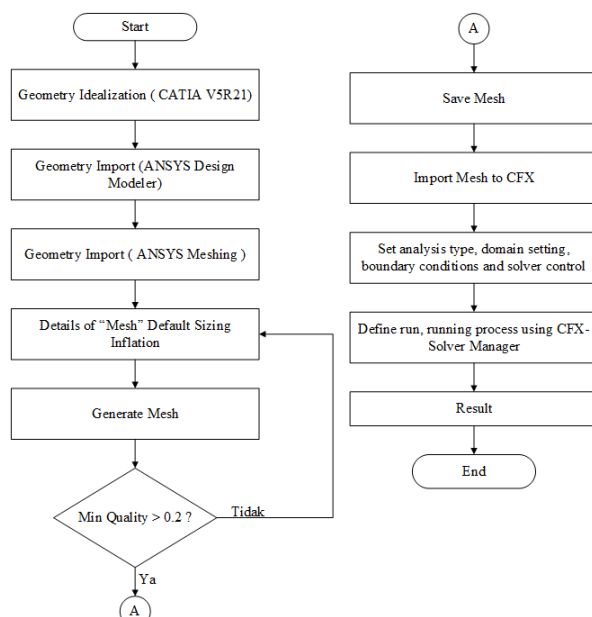


Gambar 2. Unstructured Mesh.

HASIL DAN PEMBAHASAN

Alur Permodelan

Secara umum permodelan dengan CFD dilakukan melalui tiga tahap yaitu *pre-processing*, *processing* dan *post-processing* terdiri dari tahap pembuatan/ perbaikan geometri dan *mesh generation*. *Processing* terdiri dari tahap *set-up* kondisi batas dan solusi. *post-processing* merupakan tahap penampilan hasil. Pada penelitian ini geometri ekor pesawat dalam *file catia* yang merupakan dimensi sesungguhnya dari pesawat terbang N-XXX. Langkah selanjutnya adalah memulainya dengan mengimport dengan format .igs supaya dapat dibuka oleh *software CFD* yang selanjutnya dilakukan perbaikan dan penyederhanaan geometri. Gambar 3 merupakan diagram alir yang menunjukkan alur permodelan analisis yang dilakukan.

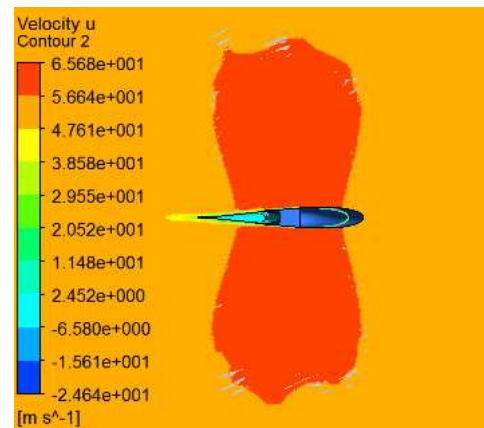


Gambar 3. Diagram alir permodelan.

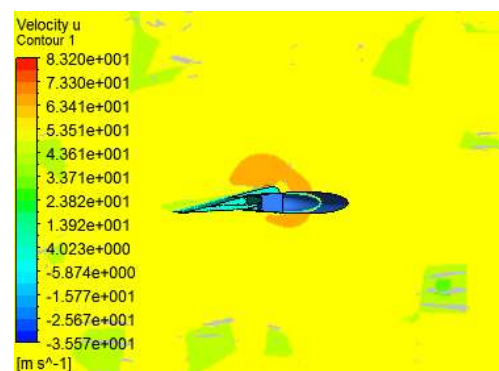
Gambar 3 tersebut menunjukkan diagram alir permodelan yang bertujuan untuk menggambarkan suatu tahapan penyelesaian terhadap suatu masalah secara sederhana, terurai, rapi dan jelas pada penelitian konfigurasi aerodinamika untuk mencapai tujuan tersebut.

Hasil dan Perhitungan

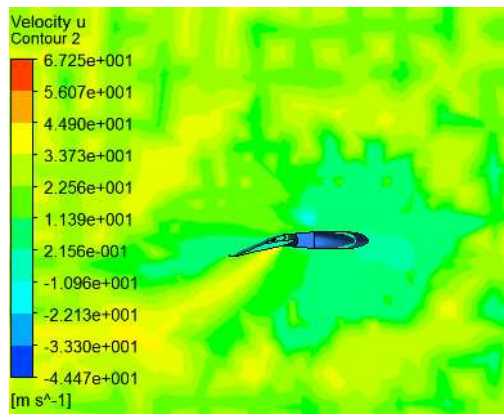
Gambar 4-6 menunjukkan kontur kecepatan horn rudder. Sedangkan gambar 7-9 menunjukkan kontur tekanannya. Kontur pada *horn rudder* yang dipilih pada lokasi tiga titik pada *farfield* disetiap geometri. Secara detail gambar 4-6 menunjukkan kontur kecepatan dengan defleksi 0° , 10° dan 20° . Dari warna terlihat bahwa terjadi perbedaan distribusi kecepatan pada masing-masing defleksi horn rudder.



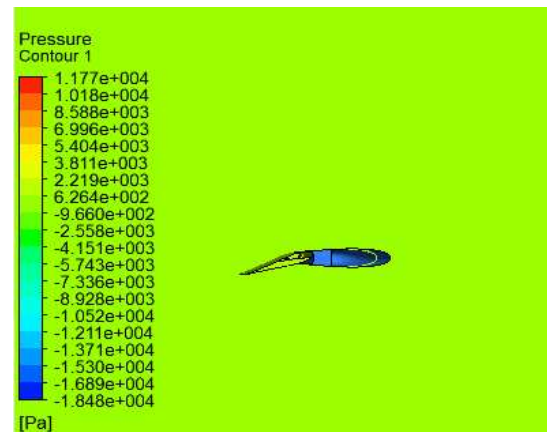
Gambar 4. Kontur kecepatan horn rudder pada defleksi 0° .



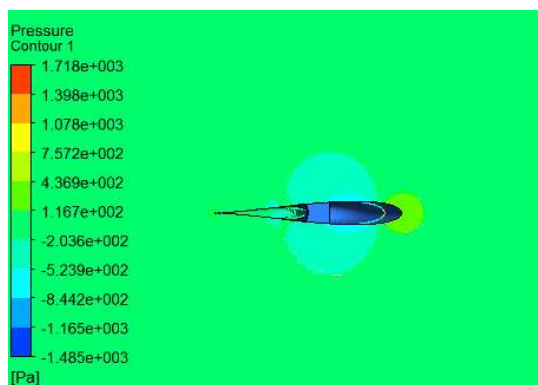
Gambar 5. Kontur kecepatan horn rudder pada defleksi 10° .



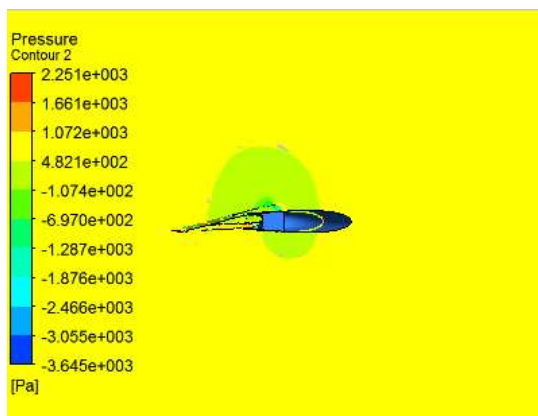
Gambar 6 Kontur kecepatan *horn rudder* pada defleksi 20°.



Gambar 9. Kontur tekanan *horn rudder* pada defleksi 20°.



Gambar 7. Kontur tekanan *horn rudder* pada defleksi 0°.



Gambar 8. Kontur tekanan *horn rudder* pada defleksi 10°.

Adapun nilai gaya samping dan momen poros pada kendali *rudder* didapat dari 5.1 dibawah ini. Nilai *hinge moment* terbesar menyatakan bahwa kendali pilot berada pada kondisi terbaik, sedangkan nilai negative menjadi sesuatu hal yang tidak diinginkan dan perlu adanya evaluasi.

Table 1. Nilai *side force* dan *hinge moment*.

No	Defleksi (°)	Hinge moment [Nm]	Side force [N]
1	0	-0.588426	-0.999782
2	10	0.652651	70.9078
3	20	-3.83574	106.773

Dengan menggunakan persamaan (1) dan (3) maka dapat ditentukan nilai koefisien *side force* dan *hinge moment coefficient*. Adapun luas shield dan horn rudder dapat dihitung dengan menggunakan detail view CFD design modeler. Besarnya luas area horn rudder dengan defleksi 0° sebesar 0.761 m².

Dari gambar 4-9 dengan menggunakan pendekatan grafis diketahui nilai *root chord* dari *rudder horn* sehingga dapat ditentukan nilai *tapper rationnya*. Dengan nilai *tapper ratio* yang didapatkan selanjutnya akan dihitung *mean aerodynamic chord* dari horn rudder.

Tabel 2. Geometri Chord.

	C_root [m]	C_tip [m]	λ
Rudder	0.683	0.181	0.265

$$\bar{C} = \frac{2}{3} C_{root} \frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda}$$

$$\bar{C}_{rudder} = 0.48077$$

Dengan mensubstitusikan nilai-nilai yang telah dihitung serta nilai property aliran pada tabel 5.2 kedalam persamaan (1) dan (3) diperoleh koefisien *side force* dan koefisien *hinge moment* untuk masing-masing geometri.

Tabel 3. Perhitungan koefisien momen poros.

No	Geometri (°)	CH	CY
1	0	-0.000123	-0.000433
2	10	0.000136	0.030729
3	20	-0.000800	0.046272

Analisis

Pada penelitian ini diperoleh nilai koefisien *side force* dan *hinge moment* pada bidang kedali *rudder horn* untuk beberapa variasi defleksi. Hasil ini diperoleh melalui simulasi CFD yang kemudian nilai gaya dan momen aerodinamika yang didapatkan selanjutnya dihitung secara analitik untuk mendapatkan nilai koefisiennya. Tentunya kondisi simulasi aerodinamika dengan CFD dibuat sesuai kondisi aslinya baik ukuran benda ataupun aliran fluida yang melingkupinya disekitar lapis batas pada *horn rudder*, sedangkan parameter yang tidak diketahui diasumsikan dengan kondisi yang ada, sehingga hasil ini diharapkan sesuai dengan kondisi pesawat saat terbang. Adapun pengujian secara eksperiment mestinya dapat dilakukan dengan menggunakan terowongan angin namun memerlukan biaya yang sangat mahal. Hasil simulasi dapat dijadikan acuan dan dibandingkan dengan beberapa penelitian yang sudah dilakukan sebelumnya.

Terdapat beberapa parameter yang menjadi tolak ukur dari hasil dan perhitungan dengan CFD yang didapatkan, antara lain:

1. Idealisasi Geometri

Skala yang digunakan pada model geometri *rudder horn* ini berskala 1:1. Geometri *rudder horn* yang dimodelkan diidealisasi dengan penyerdehanaan dan perbaikan. *Gap* antar *part* yang didefleksikan dibuat jaraknya menjadi sedikit lebih dekat seperti pada *shield* dan *rudder horn* dengan tujuan agar tidak ada *part* yang saling bertubrukan dan terdapat kemungkinan kesalahan saat memutar ukuran menjadi berbeda. Jumlah dan kualitas *mesh* berada pada kondisi yang sudah konvergen.

Hasil yang diperoleh pada simulasi CFD sangat bergantung kepada jumlah dan kualitas

mesh yang dihasilkan. Jumlah *mesh* yang dihasilkan sekitar 4 juta lebih total elemen dengan kualitas *mesh* yang dihasilkan masih terdapat yang berada dibawah 0.1. Hal ini merupakan bahwa *meshing* pada elemen tersebut sudah mencukupi. Jumlah dan kualitas *mesh* dibatasi oleh kemampuan komputasi dari perangkat computer yang digunakan namun hal ini ditoleransi.

2. Ukuran domain fluida terbatas

Pada permodelan dengan CFD domain fluida dibatasi 5 kali panjang span kedepan, samping dan atas serta 10 kali panjang span ke belakang. Hal ini dirasa sudah mencukupi meskipun pada kondisi nyatanya domain fluidanya adalah *infinite*.

KESIMPULAN

Berdasarkan hasil penelitian yang telah dilakukan maka dapat diambil beberapa kesimpulan sebagai berikut:

1. Koefisien momen poros pada variasi defleksi 0° yaitu -0.000245, pada variasi defleksi 10° yaitu 0.000272, sedangkan variasi defleksi 20° yaitu -0.00164.
2. Koefisien gaya samping pada variasi defleksi 0° yaitu -0.000867, pada variasi defleksi 10° yaitu 0.06146, sedangkan variasi defleksi 20° yaitu 0.0925.

3. Dari penelitian ini dapat disimpulkan bahwa hasil perhitungan koefisien *hinge moment* dan koefisien *side force* dengan simulasi ini tidak sepenuhnya tepat karena penyerdehanaan geometri, keterbatasan domain fluida, kualitas dan keterbatasan jumlah *mesh*, asumsi yang digunakan, perhitungan luas *planform* pada *rudder horn*, *mean aerodynamic chord* dan penentuan *local coordinate frame hinge lone* yang dilakukan dengan pendekatan grafis, namun data ini dapat digunakan sebagai referensi untuk menganalisa berbagai kondisi dengan biaya yang murah dan masih berada pada kondisi yang dapat ditoleransi.

DAFTAR NOTASI

- δ : boundary layers thickness
 Re : Reynolds number
 ρ : densitas fluida
 v : kecepatan fluida
 μ : viskositas dinamik fluida
 x : chord of horn rudder
 Y : side force bidang kendali
 S : referensi bidang kendali
 q : dynamic air pressure

H : *hinge moment* bidang kendali

$\bar{C}$: *mean aerodynamic chord*

DAFTAR PUSTAKA

ANSYS Meshing CFD Manual

ANSYS CFX Manual

CATIA V5R21

Daniel P. Raymer. (1992). *Aircraft design : A Conceptual Approach*. Ohio : AIAA

Ramadandwiputra. (2014). Bidang-bidang kendali terbang pesawat, diakses di <http://ramadandwiputra.blogspot.com> (tanggal 7 Februari 2019)

Robert M.Fox, Alan T. McDonald dan Philip J. Pritchard (2003). *Introduction to Fluid Mechanics*. 6 th ed. India

www.cfd-online.com

www.indonesian-aerospace.com