

Estimasi Parameter Aerodinamika Model Roket Menggunakan Computational Fluid Dynamics

Dimas Agung Prabowo, Rusdhianto Effendie, dan Zulkifli Hidayat
Departemen Teknik Elektro, Institut Teknologi Sepuluh Nopember (ITS)
e-mail: ditto@ee.its.ac.id

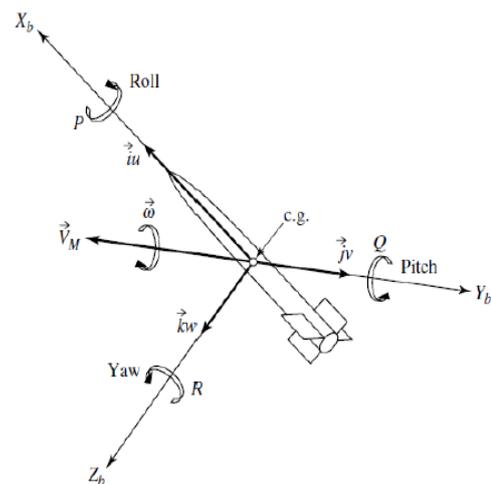
Abstrak—Dalam dunia militer, roket adalah sebuah senjata yang dapat dikendalikan secara langsung atau otomatis untuk mengenai targetnya. Untuk memastikan roket tersebut mampu bergerak mengenai target yang telah ditentukan, roket harus mampu dikendalikan untuk selalu mendekati target yang diatur oleh aturan pengendalian dan pemanduan. Pengendalian dan pemanduan sebuah roket membutuhkan sebuah model matematika dari roket tersebut. Semakin akurat model roket dengan keadaan nyata, maka akan semakin akurat pula pengendalian yang akan dicapai. Agar model matematika roket akurat diperlukan parameter-parameter roket untuk membuat model matematika roket. Terdapat parameter terukur yang diperoleh dari hasil pengukuran dimensi fisik roket. Dan terdapat parameter tidak terukur yang diperoleh melalui estimasi. Salah satu parameter yang diperoleh melalui estimasi adalah parameter aerodinamika roket. Agar didapatkan model yang baik parameter terukur dan parameter tidak terukur perlu didapatkan sehingga parameter aerodinamika roket perlu untuk diestimasi. Pada penelitian ini dilakukan estimasi parameter aerodinamika roket. Estimasi dilakukan dengan metode CFD. Dengan parameter hasil estimasi model matematika lengkap roket dapat diperoleh.

Kata Kunci—Roket, Computational Fluid Dynamics, Koefisien Aerodinamik, Reynold-Average Navier-Stokes, Estimasi Parameter.

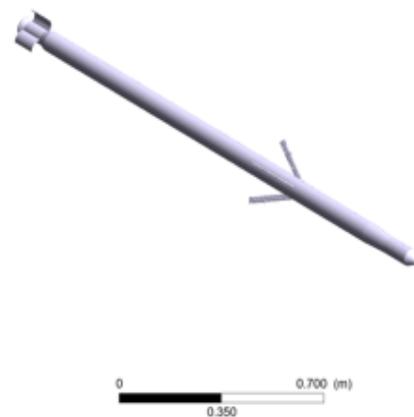
I. PENDAHULUAN

PENGENDALIAN dan pemanduan roket diperlukan untuk melakukan simulasi sebelum merancang roket nyata. Semakin akurat simulasi pengendalian dan pemanduan roket, maka semakin akurat model tersebut dengan kondisi nyata. Untuk mengendalikan sebuah roket diperlukan model matematika. Perancangan model matematika roket harus berdasarkan parameter-parameter roket. Terdapat parameter terukur yang diperoleh dari hasil pengukuran dimensi fisik roket dan parameter tidak terukur yang diperoleh melalui estimasi. Salah satu parameter yang tidak terukur adalah parameter aerodinamika dari roket. Parameter aerodinamika roket diperlukan untuk menghasilkan model matematika roket yang akurat dengan model nyata. Estimasi parameter aerodinamika dapat diperoleh melalui simulasi terowongan angin atau dengan menggunakan metode *Computational Fluid Dynamics* (CFD).

Secara umum, roket Hydra 70 APKWS memerlukan penggunaan permukaan kontrol yang kompleks pada sirip untuk memberikan otoritas koreksi jalur dengan perubahan sudut defleksi sirip. Medan aliran aerodinamika pada sirip APKWS ini rumit, melibatkan fisika aliran non-linier, terutama selama dan setelah kontrol defleksi karena interaksi aliran. Pemodelan numerik akurat dari aerodinamika tidak stabil dan efek interaksi aliran telah ditemukan menantang, baik dalam hal teknik solusi akurat waktu dan sumber daya



Gambar 1. Enam derajat kebebasan roket.

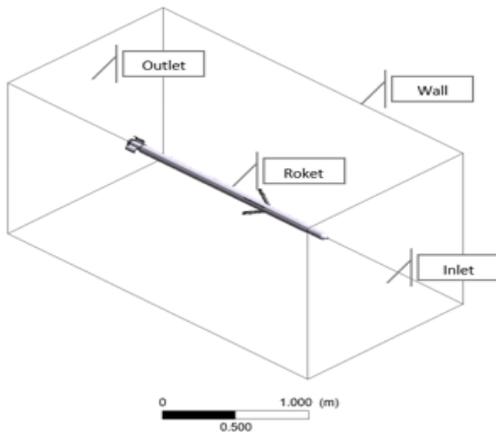


Gambar 2. Model geometri Hydra 70 APKWS.

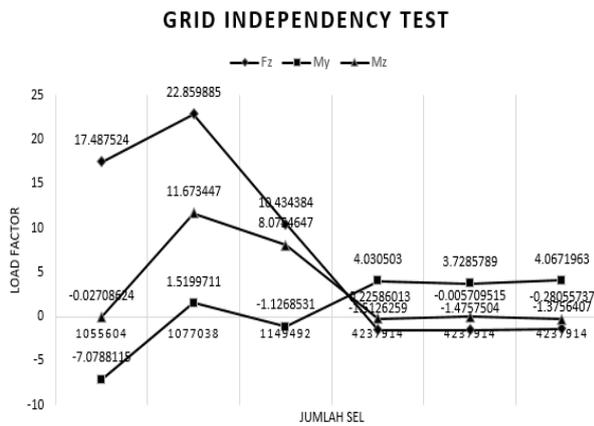
komputasi yang diperlukan. Teknologi komputer yang ditingkatkan dan prosedur *Computational Fluid Dynamic* (CFD) canggih sekarang memungkinkan solusi diperoleh secara tepat waktu untuk desain Hydra 70 APKWS [1].

Dalam penelitian ini, kami mempelajari efek yang diberikan oleh gaya dan momen aerodinamika terhadap model roket Hydra 70 APKWS. Kami mengusulkan menggunakan metode CFD. Metode ini memiliki kelebihan dapat digunakan tanpa memerlukan pembangunan fasilitas fisik yang digantikan dengan fasilitas simulasi virtual. CFD digunakan dengan menggunakan tiga parameter estimasi, yaitu: *angle of attack*, *angle of sideslip*, dan *deflection angle*.

Dengan data yang diperoleh, kami melakukan *curve-fitting* pada data dan mendapatkan persamaan koefisien aerodinamika terhadap *angle of attack*, *angle of sideslip*, dan *deflection angle*. Persamaan tersebut digunakan sebagai



Gambar 3. Boundary Condition Hydra 70 APKWS pada domain simulasi.



Gambar 5. Grafik jumlah sel mesh terhadap hasil estimasi parameter.

parameter aerodinamika dan melengkapi model matematika roket Hydra 70 APKWS.

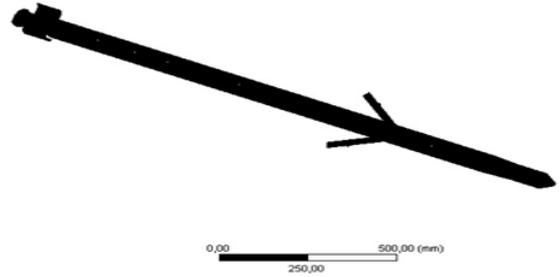
II. MODEL MATEMATIKA ROKET

Agar mampu merancang sistem kontrol yang tepat untuk mengendalikan Roket yang akan didesain, maka perlu diketahui model matematika dinamika dan kinematika Roket yang menggambarkan bagaimana Roket tersebut bergerak di suatu ruang. Secara umum, terdapat dua macam model matematika yang perlu diketahui agar dapat menyimulasikan roket yaitu model dinamika dan kinematika Roket.

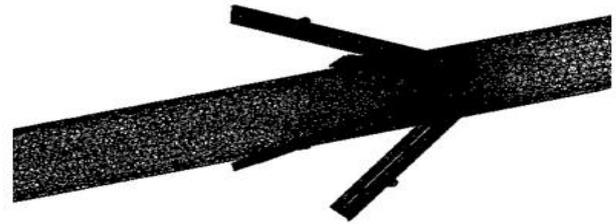
Persamaan kinematika roket adalah model matematika yang menggambarkan karakteristik gerak sebuah Roket tanpa mempersoalkan gaya-gaya penyebab geraknya. Persamaan kinematika Roket digunakan untuk mengubah gerak Roket dalam sistem koordinat badan ke dalam sistem koordinat bumi.

Persamaan dinamika Roket adalah model matematika yang menggambarkan pengaruh gaya-gaya terhadap pergerakan pada Roket seperti gaya aerodinamika, gaya dorong, dan lainnya. Persamaan gerak Roket dapat diturunkan menggunakan hukum fisika salah satunya adalah hukum Newton.

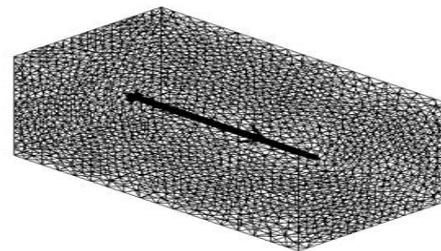
Sedangkan secara umum, Roket digambarkan sebagai sistem yang memiliki enam derajat kebebasan yang meliputi tiga derajat kebebasan gerak rotasi dan tiga derajat kebebasan gerak translasi pada masing-masing sumbu koordinat kartesian seperti di tunjukkan Gambar. Gerak rotasi ini



(a)



(b)



(c)

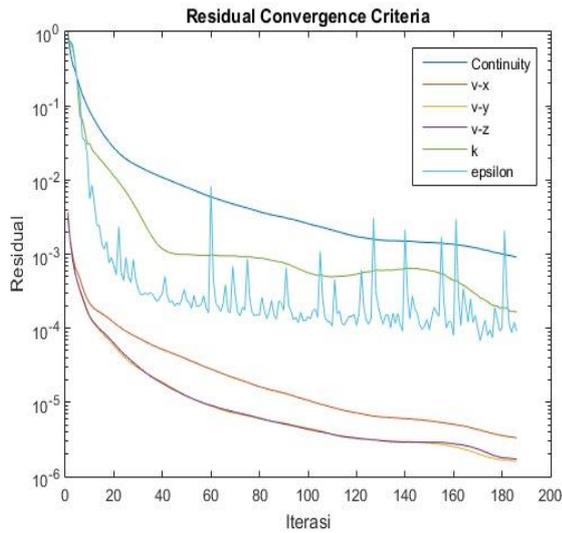
Gambar 4. (a) Hasil proses mesh pada roket Hydra 70 APKWS, (b) Hasil proses mesh pada bagian APKWS, dan (c) Hasil proses mesh pada domain simulasi.

dinamakan gerak *roll*, *pitch* dan *yaw* terhadap sumbu x,y dan z secara berurutan atau yang biasa disebut dengan sudut Euler. Selain itu gaya-gaya tersebut yang memengaruhi roket selama bergerak di udara, terdapat faktor eksternal berupa gangguan angin yang dapat mengganggu pergerakan roket dalam mengikuti referensi yang diberikan. Faktor lain yang memengaruhi adalah parameter-parameter yang memengaruhi seperti kecepatan udara, tekanan udara, massa Roket yang berubah dikarenakan bahan bakar yang berkurang karena pembakaran dan lain sebagainya .

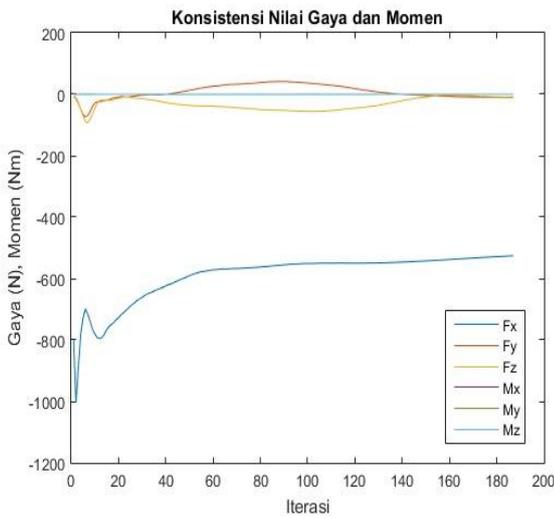
A. Dinamika Translasi Roket

Dinamika translasi mewakili model matematika gerak roket yang dikenai gaya eksternal. Pada dasarnya, dinamika translasi ini berbasis pada Hukum Newton II yang ditinjau dari kerangka koordinat badan yang berotasi. Persamaan dinamika translasi untuk sumbu X, Y, dan Z adalah sebagai berikut:

$$a_x = \frac{du}{dt} = \frac{F_{xtot}}{m} + rv - qw \tag{1}$$



Gambar 6. Grafik kriteria konvergensi residual model turbulensi k-ε pada proses CFD.



Gambar 7. Grafik konsistensi nilai parameter gaya dan momen pada proses CFD.

Gaya translasi yang terlibat pada roket antara lain: *thrust*, gaya gravitasi dan gaya aerodinamis, sebagaimana persamaan berikut.

$$F_{btot} = \begin{bmatrix} F_{Xtot} \\ F_{Ytot} \\ F_{Ztot} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} T + F_{gx} + F_x \\ F_{gy} + F_y \\ F_{gz} + F_z \end{bmatrix} \quad (1)$$

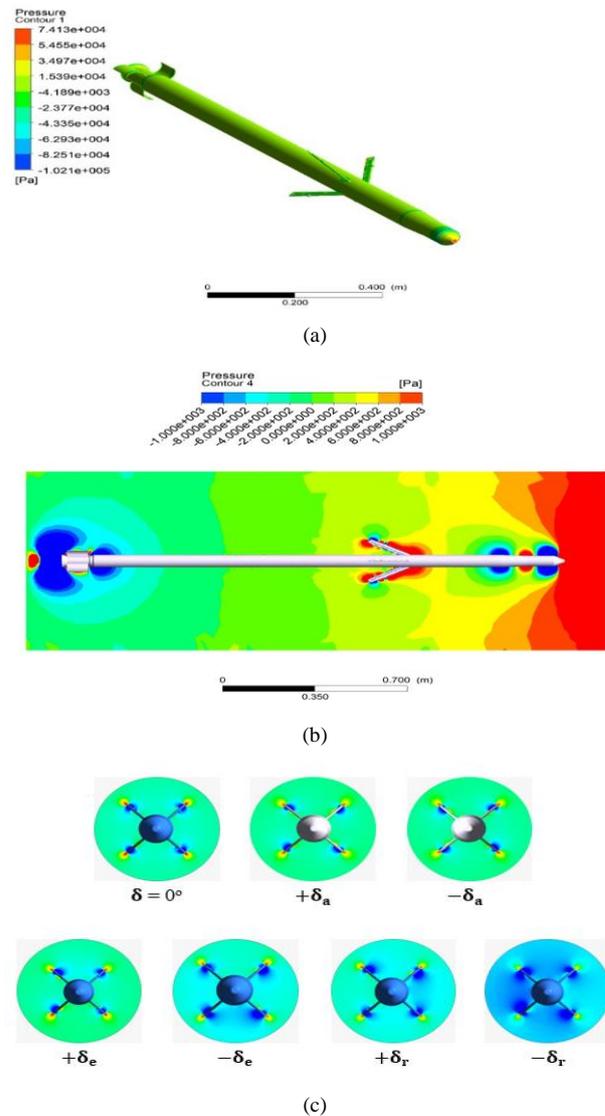
dimana gaya gravitasi dinyatakan dengan

$$F_{gb} = \begin{bmatrix} F_{gx} \\ F_{gy} \\ F_{gz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -mg \sin \theta \\ mg \sin \phi \cos \theta \\ mg \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \quad (2)$$

dan gaya aerodinamika dinyatakan dengan

$$F_b = \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} PSC_{FX} \\ PSC_{FY} \\ PSC_{FZ} \end{bmatrix} \quad (3)$$

dimana, *T* merupakan *thrust*, gaya dorong roket. Sedangkan, *m* merupakan masa roket. *ρ* adalah masa jenis udara. *P* adalah tekanan udara bergerak, dihitung dengan $P =$



Gambar 8. (a) Kontur tekanan pada badan roket, (b) Kontur tekanan pada domain simulasi, dan (c) Kontur tekanan pada sirip APKWS.

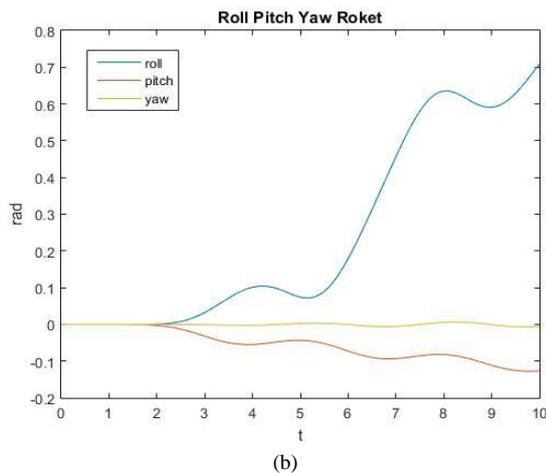
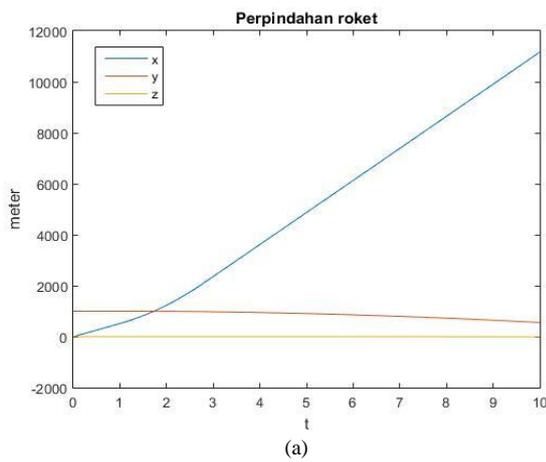
$\frac{\rho V^2}{2}$. *S* merupakan luas permukaan roket. Dan *l* ialah panjang roket. *d* merupakan diameter roket. ϕ, θ, ψ merupakan sudut euler yang mewakili rotasi koordinat badan terhadap koordinat bumi. *u, v, w* merupakan kecepatan translasi roket. *p, q, r* merupakan kecepatan rotasi roket. Dengan tambahan *C_{FX}* adalah koefisien gaya sumbu x. *C_{FY}* adalah koefisien gaya sumbu y. *C_{FZ}* adalah koefisien gaya sumbu z.

B. Matriks Inersia

Raket tidak dapat terlepas dari gerak rotasi, sehingga momen inersia roket harus dilibatkan dalam model matematika dinamika rotasi. Secara umum, matriks inersia benda dinyatakan dengan matriks berikut.

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{yx} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{zx} & -I_{zy} & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (4)$$

Dimana *I_{xx}*, *I_{yy}*, dan *I_{zz}* adalah momen inersia benda ketika diputar terhadap sumbu x, y, dan z. Raket diasumsikan sebagai objek yang simetris terhadap bidang xy, xz, dan yz, sehingga $I_{xy} = I_{yx} = I_{xz} = I_{zx} = I_{yz} = I_{zy} = 0$. Raket bermassa *m* diasumsikan memiliki bentuk silinder dengan



Gambar 9. (a) Plot gerak x, y, dan z roket terhadap waktu, (b) Plot roll, pitch, dan yaw pada pergerakan roket.

diameter d dan panjang l , sehingga momen inersia dapat dihitung setiap saat dengan persamaan berikut.

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{8}md^2 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{12}ml^2 + \frac{1}{16}md^2 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{12}ml^2 + \frac{1}{16}md^2 \end{bmatrix} \quad (5)$$

C. Dinamika Rotasi Roket

Dinamika rotasi mewakili model dinamika gerak rotasi akibat momen atau gaya putar eksternal terhadap roket. Persamaan dinamika rotasi untuk sumbu x, y, dan z adalah persamaan percepatan rotasi pada ketiga sumbu sebagai berikut.

$$\begin{aligned} \frac{dp}{dt} &= \frac{M_x + (I_{yy} - I_{zz})qr}{I_{xx}} \\ \frac{dq}{dt} &= \frac{M_y + (I_{zz} - I_{xx})pr}{I_{yy}} \\ \frac{dr}{dt} &= \frac{M_z + (I_{yy} - I_{xx})pq}{I_{zz}} \end{aligned} \quad (6)$$

Momen rotasi pada roket adalah gaya putar yang menyebabkan roket melakukan gerak rotasi. Momen rotasi

roket untuk ketiga sumbu rotasi dinyatakan dengan persamaan berikut

$$M_b = \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} PSdC_{MX} \\ PSdC_{MY} \\ PSdC_{MZ} \end{bmatrix} \quad (7)$$

Dengan, d merupakan diameter roket (m). Dengan tambahan C_{MX} adalah koefisien momen sumbu x. C_{MY} adalah koefisien momen sumbu y. C_{MZ} adalah koefisien momen sumbu z.

III. KOEFISIEN AERODINAMIKA

Koefisien aerodinamika merupakan besaran non-dimensional yang mendeskripsikan udara, reaksi-reaksi dan akibat-akibat yang timbul dari gerakan udara terhadap benda yang dilalui oleh udara atau gerakan benda-benda di dalam udara tersebut.

Pemahaman akan pergerakan udara di sekitar suatu model memungkinkan untuk melakukan perhitungan gaya-gaya dan momen-momen yang bertindak pada benda tersebut. Sifat-sifat sejenis yang dihitung untuk suatu medan aliran meliputi kecepatan, tekanan, masa jenis, dan temperatur sebagai fungsi posisi ruang dan waktu. Aerodinamika memungkinkan untuk mendapatkan definisi dan solusi persamaan untuk kekekalan massa, momentum, dan energi di dalam udara. Penggunaan aerodinamika melalui analisis matematika, percobaan terowongan angin, dan simulasi CFD membentuk landasan ilmiah bagi ilmu penerbangan, roket, dan sejumlah teknologi lainnya.

Enam persamaan berikut mendeskripsikan bagaimana fungsi-fungsi koefisien aerodinamika digabungkan untuk menghasilkan enam koefisien aerodinamika total [2]:

$$C_{FX} = C_{FX,o}(\alpha, \beta) + C_{FX\delta_e}(\alpha)\delta_e + \dots \quad (8)$$

$$C_{FX|\delta_a|}(\alpha)|\delta_a| + C_{FX|\delta_r|}(\alpha)|\delta_r| \quad (9)$$

$$C_{FY} = C_{FY,o}(\alpha, \beta) + C_{FY\delta_e}(\alpha)\delta_e \quad (10)$$

$$C_{FZ} = C_{FZ\beta}\beta + C_{FZ\delta_a}(\alpha)\delta_a + C_{FZ\delta_r}(\alpha)\delta_r \quad (11)$$

$$C_{MX} = C_{MX\beta}\beta + C_{MX\delta_a}(\alpha)\delta_a + C_{MX\delta_r}(\alpha)\delta_r \quad (12)$$

$$C_{MY} = C_{MY,o}(\alpha, \beta) + C_{MY\delta_a}(\alpha)\delta_a + \dots \quad (13)$$

$$C_{MY\delta_r}(\alpha)\delta_r$$

$$C_{MZ} = C_{MZ,o}(\alpha, \beta) + C_{MZ\delta_e}(\alpha)\delta_e + \dots \quad (13)$$

$$C_{MZ|\delta_a|}(\alpha)|\delta_a|$$

Dimana, α merupakan *angle of attack*. Sedangkan, β adalah *angle of slideslip*. Dengan tambahan, δ_a ialah defleksi *aileron*. δ_e adalah defleksi *elevator*. δ_r merupakan defleksi *rudder*. Koefisien aerodinamika dapat dibagi menjadi koefisien derivatif statis dan koefisien derivatif dinamis. Kedua koefisien tersebut didapatkan dengan

menggunakan Simulasi CFD. Pada persamaan koefisien derivatif dinamis merupakan persamaan terhadap kecepatan. Pada batasan masalah dalam penelitian ini menggunakan asumsi kecepatan *launching* dan kecepatan saat mengenai target adalah sama yaitu menggunakan kecepatan rata-rata roket sebesar 1,5 mach, maka diasumsikan tidak terdapat koefisien derivatif dinamis.

Koefisien derivatif statis didapatkan dengan simulasi CFD dengan menggunakan aliran udara linear untuk mengidentifikasi koefisien-koefisien berikut C_{FX} , C_{FY} , C_{FZ} , C_{MX} , C_{MY} , dan C_{MZ} dimana $C_{FX,o}$ merupakan koefisien gaya sumbu x dengan konfigurasi dasar. $C_{FX\delta_e}$ merupakan koefisien gaya sumbu x terhadap defleksi *elevator*. $C_{FX|\delta_a|}$ adalah koefisien gaya sumbu x terhadap absolut defleksi *aileron*. $C_{FX|\delta_r|}$ adalah koefisien gaya sumbu x terhadap absolut defleksi *rudder*. $C_{FY\beta}$ adalah koefisien gaya sumbu y terhadap *angle of sideslip*. $C_{FY\delta_r}$ ialah koefisien gaya sumbu y terhadap defleksi *rudder*. $C_{FZ,o}$ ialah koefisien gaya sumbu z dengan konfigurasi dasar. $C_{FZ\delta_e}$ merupakan koefisien gaya sumbu z terhadap defleksi *elevator*. $C_{MX\beta}$ adalah koefisien momen sumbu x terhadap *angle of sideslip*. $C_{MX\delta_a}$ ialah koefisien momen sumbu x terhadap defleksi *aileron*. $C_{MX\delta_r}$ merupakan koefisien momen sumbu x terhadap defleksi *rudder*. $C_{MY,o}$ adalah koefisien momen sumbu y dengan konfigurasi dasar. $C_{MY\delta_e}$ ialah koefisien momen sumbu y terhadap defleksi *elevator*. $C_{MZ,o}$ merupakan koefisien momen sumbu z dengan konfigurasi dasar. $C_{MZ\delta_r}$ adalah koefisien momen sumbu z terhadap defleksi *rudder*.

IV. METODE NUMERIK

Kami memilih CFD untuk perhitungan bidang aliran yang stabil dan tidak stabil dalam penelitian ini, metode ini menyediakan kemampuan pemodelan yang komprehensif untuk berbagai masalah aliran yang tidak dapat dimampatkan (*incompressible*) dan dapat dimampatkan (*compressible*), laminar, dan turbulen. Selain itu, telah banyak digunakan dan diuji di bidang dirgantara [3]. Persamaan tiga dimensi (3D) Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS) diselesaikan dengan menggunakan *finite-volume* [4]:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V \mathbf{W} dV + \oint [\mathbf{F} - \mathbf{G}] \cdot d\mathbf{A} = \int_V \mathbf{H} dV \quad (14)$$

Dimana $\mathbf{W} = (\rho, \rho u, \rho v, \rho w, \rho E)^T$ menunjukkan vektor variabel konservasi (E merupakan total energi per satuan masa.), ρ merepresentasikan masa jenis fluida, dan u, v dan w merupakan komponen kecepatan dari kecepatan yang diberikan vektor kecepatan $\mathbf{U} = (u, v, w)^T$. Sebagai tambahan, \mathbf{F} dan \mathbf{G} merupakan vektor flux inviscid dan viscous. Sedangkan, \mathbf{H} merupakan vektor yang berisi persamaan fluks panas dan gaya viscous yang diberikan pada badan. V adalah volume badan, dan A merupakan luas permukaan badan. Deskritisasi *second order* untuk *pressure*, *second order upwind* untuk momentum, *first order upwind turbulence kinetic energy* dan *turbulence dissipation rate*

digunakan. Model turbulensi digunakan model turbulensi $k-\epsilon$ untuk perhitungan dari aliran turbulen [5].

V. GEOMETRI DAN MESH ROKET

Bagian ini akan menjelaskan konfigurasi benda uji yang digunakan dalam penelitian ini seperti geometri roket, domain simulasi, dan *meshing* CFD,

A. Geometri Roket

Model roket HYDRA 70 APKWS diterangkan pada Gambar. Dengan panjang $l = 1,816 \text{ m}$, diameter $d = 0,07 \text{ m}$, dan luas permukaan $A = 0,853 \text{ m}^2$.

B. Geometri Roket

Domain simulasi seharusnya merupakan bagian dari terowongan angin dimana roket mengalami berbagai pengujian. Itulah sebabnya domain fluida yang membatasi roket dengan bentuk balok dengan dinding yang memberlakukan *boundary condition* berjenis *wall* dengan kecepatan fluida 0 m/s . Kecepatan aliran fluida adalah $514,5 \text{ m/s}$ pada bidang *inlet* dan *interior* mewakili kecepatan rata-rata roket yang bergerak dalam kecepatan 1,5 mach. *Outflow condition* pada bidang *outlet*. Domain simulasi dalam penelitian ini ditunjukkan pada **Error! Reference source not found.**

C. Meshing CFD

Bidang atau volume yang diisi oleh fluida dibagi menjadi sel-sel kecil (*meshing*) sehingga *boundary condition* dan beberapa parameter yang diperlukan dapat diaplikasikan ke dalam elemen-elemen kecil tersebut. Pada pemodelan 3D bentuk *mesh* yang digunakan adalah tetrahedral pada bagian daerah uji model. Komputasi mesh menghasilkan ± 4 juta sel. Luasnya lapisan batas adalah 6 mm pada roket. Hasil mesh ditunjukkan pada Gambar.

VI. VALIDASI NUMERIK

Hasil dari CFD akan divalidasi dengan validasi numerik sebelum dianalisa. Validasi numerik menggunakan metode *grid independency test*, *residual convergence criteria*, dan konsistensi nilai. Validasi numerik bertujuan untuk meyakinkan bahwa simulasi sudah dilakukan sesuai dengan prosedur reduksi error dalam perhitungan numerik. Sehingga, walaupun penelitian tidak divalidasi dengan hasil eksperimen terowongan angin, akan didapatkan hasil yang relatif akurat.

A. Grid Independency Test

Dalam studi CFD yang menggunakan perangkat lunak komersial ini diperlukan keakuratan data baik pada langkah *postprocessing* maupun *preprocessing*. Hal ini dilakukan agar data yang diperoleh dapat divalidasi pada aplikasi sebenarnya. Untuk itu diperlukan langkah *grid independency test* untuk menentukan tingkat serta struktur *grid* terbaik agar hasil pemodelan mendekati sebenarnya.

Grid independency dilakukan dengan melakukan simulasi beberapa jumlah *cell* dalam *mesh* dengan kondisi batas yang sama. *Grid* terbaik bukanlah *mesh* dengan jumlah *cell* terbanyak, namun ketika dua atau lebih *mesh* menunjukkan perbedaan hasil yang tidak signifikan atau dengan kata lain hasilnya mulai konstan.

Error! Reference source not found. menunjukkan bahwa nilai F_z , M_y , dan M_z cenderung konstan saat domain komputasi di atas empat juta sel (dengan menggunakan luas sel sebesar 6 mm). Dengan mempertimbangkan waktu kalkulasi, konsistensi hasil, dan resolusi visualisasi yang baik, maka jumlah sel yang dipilih untuk simulasi penelitian ini adalah 4 juta sel dengan menggunakan luas sel sebesar 6 mm.

B. Residual Convergence Criteria

Residual convergence criteria merupakan salah satu validasi numerik untuk menunjukkan bahwa nilai residual sudah berada dibawah kriteria yang ditentukan. Dalam penelitian ini, digunakan kriteria residual sebesar 10^{-3} .

Error! Reference source not found. menunjukkan bahwa residual seluruh persamaan konservasi sudah dibawah kriteria.

C. Konsistensi Nilai

Seiring dengan berjalannya proses iterasi, variabel simulasi akan menuju ke satu nilai konvergen. **Error! Reference source not found.** menunjukkan bahwa nilai gaya dan momen sudah menuju konsisten pada satu nilai.

VII. HASIL DAN ANALISIS CFD

Hasil kualitatif menampilkan kontur tekanan pada berbagai sudut pandang model roket. Hasil ditampilkan pada Gambar. Data setelah diperoleh akan dilakukan proses *curve fitting* dengan menggunakan metode linier. Berdasarkan (8) hingga (13) didapatkan persamaan C_{FX} , C_{FY} , C_{FZ} , C_{MX} , C_{MY} , dan C_{MZ} terhadap α , β , δ_a , δ_e , dan δ_r .

A. Persamaan C_{FX}

Persamaan C_{FX} didasarkan pada (8) dan dibuat regresi linier seperti persamaan di bawah.

$$C_{FX} = P_{FX} \begin{bmatrix} C_{FX,\alpha} \\ C_{FX,\beta} \\ C_{FX\delta_e} \\ C_{FX|\delta_a|} \\ C_{FX|\delta_r|} \end{bmatrix} \tag{15}$$

kemudian didapatkan nilai $C_{FX,\alpha}$, $C_{FX,\beta}$, $C_{FX\delta_e}$, $C_{FX|\delta_a|}$, dan $C_{FX|\delta_r|}$ seperti pada (16). Dan didapatkan persamaan C_{FX} seperti pada (17).

$$\begin{bmatrix} C_{FX,\alpha} \\ C_{FX,\beta} \\ C_{FX\delta_e} \\ C_{FX|\delta_a|} \\ C_{FX|\delta_r|} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0,041 \\ 4,8333e - 05 \\ 1,1660e - 04 \\ 1,8563e - 04 \\ 1,3433e - 04 \end{bmatrix} \tag{16}$$

$$C_{FX} = -0,041(\alpha) + 4,8333e - 05(\beta) + \dots + 1,1660e - 04(\alpha)\delta_e + \dots + 1,8563e - 04(\alpha)|\delta_a| + \dots \tag{17}$$

$$1,3433e - 04(\alpha)|\delta_r|$$

B. Persamaan C_{FY}

Persamaan C_{FY} didasarkan pada (9) dan dibuat regresi linier seperti persamaan di bawah.

$$C_{FY} = P_{FY} \begin{bmatrix} C_{FY,\alpha} \\ C_{FY,\beta} \\ C_{FY\delta_e} \end{bmatrix} \tag{18}$$

Kemudian didapatkan nilai $C_{FY,\alpha}$, $C_{FY,\beta}$, dan $C_{FY\delta_e}$ seperti pada (19). Dan didapatkan persamaan C_{FY} seperti pada (20).

$$\begin{bmatrix} C_{FY,\alpha} \\ C_{FY,\beta} \\ C_{FY\delta_e} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.0394 \\ -1,1627e - 04 \\ 7,8767e - 04 \end{bmatrix} \tag{19}$$

$$C_{FY} = -0.0394(\alpha) - 1,1627e - 04(\beta) + \dots + 7,8767e - 04(\alpha)\delta_e \tag{20}$$

C. Persamaan C_{FZ}

Persamaan C_{FZ} didasarkan pada (10) dan dibuat regresi linier seperti persamaan di bawah.

$$C_{FZ} = P_{FZ} \begin{bmatrix} C_{FZ,\beta} \\ C_{FZ\delta_a} \\ C_{FZ\delta_r} \end{bmatrix} \tag{21}$$

Kemudian didapatkan nilai $C_{FZ,\beta}$, $C_{FZ\delta_a}$, dan $C_{FZ\delta_r}$ seperti pada (22). Dan didapatkan persamaan C_{FZ} seperti pada (23).

$$\begin{bmatrix} C_{FZ,\beta} \\ C_{FZ\delta_a} \\ C_{FZ\delta_r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0,0938 \\ 3,55e - 04 \\ -2,2395e - 04 \end{bmatrix} \tag{22}$$

$$C_{FZ} = -0,0938(\beta) + 3,55e - 04(\alpha)\delta_a - \dots + 2,2395e - 04(\alpha)\delta_r \tag{23}$$

D. Persamaan C_{MX}

Persamaan C_{MX} didasarkan pada (11) dan dibuat regresi linier seperti persamaan di bawah.

$$C_{MX} = P_{MX} \begin{bmatrix} C_{MX\beta} \\ C_{MX\delta_a} \\ C_{MX\delta_r} \end{bmatrix} \tag{24}$$

Kemudian didapatkan nilai $C_{MX,\beta}$, $C_{MX\delta_a}$, dan $C_{MX\delta_r}$ seperti pada (25). Dan didapatkan persamaan C_{FZ} seperti pada persamaan (26).

$$\begin{bmatrix} C_{MX\beta} \\ C_{MX\delta_a} \\ C_{MX\delta_r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -2,55e - 04 \\ -8,9333e - 06 \\ 2,7627e - 06 \end{bmatrix} \tag{25}$$

$$C_{MX} = -2,55e - 04(\beta) - \dots + 8,9333e - 06(\alpha)\delta_a + \dots + 2,7627e - 06(\alpha)\delta_r \tag{26}$$

E. Persamaan C_{MY}

Persamaan C_{MY} didasarkan pada (12) dan dibuat regresi linier seperti persamaan di bawah.

$$C_{MY} = P_{MY} \begin{bmatrix} C_{MY,\alpha} \\ C_{MY,\beta} \\ C_{MY\delta_a} \\ C_{MY\delta_r} \end{bmatrix} \quad (27)$$

Kemudian didapatkan nilai $C_{MY,\alpha}$, $C_{MY,\beta}$, $C_{MY\delta_a}$, dan $C_{MY\delta_r}$ seperti pada (28). Dan didapatkan persamaan C_{MY} seperti pada (29).

$$\begin{bmatrix} C_{MY,\alpha} \\ C_{MY,\beta} \\ C_{MY\delta_a} \\ C_{MY\delta_r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0,0055 \\ -9,1667e - 05 \\ -6,2227e - 05 \\ -2,056e - 05 \end{bmatrix} \quad (28)$$

$$C_{MY} = -0,0055(\alpha) - 9,1667e - 05(\beta) - \dots - 6,2227e - 05(\alpha)\delta_a - \dots - 2,056e - 05(\alpha)\delta_r \quad (29)$$

F. Persamaan C_{MZ}

Persamaan C_{MZ} didasarkan pada (13) dan dibuat regresi linier seperti persamaan di bawah.

$$C_{MZ} = P_{MZ} \begin{bmatrix} C_{MZ,\alpha} \\ C_{MZ,\beta} \\ C_{MZ\delta_e} \\ C_{MZ|\delta_a|} \end{bmatrix} \quad (30)$$

Kemudian didapatkan nilai $C_{MZ,\alpha}$, $C_{MZ,\beta}$, $C_{MZ\delta_e}$, dan $C_{MZ|\delta_a|}$ seperti pada (31). Dan didapatkan persamaan C_{MZ} seperti pada (32).

$$\begin{bmatrix} C_{MZ,\alpha} \\ C_{MZ,\beta} \\ C_{MZ\delta_e} \\ C_{MZ|\delta_a|} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 8,2906e - 05 \\ 0,0048 \\ 3,6617e - 06 \\ 7,1021e - 06 \end{bmatrix} \quad (31)$$

$$C_{MZ} = 8,2906e - 05(\alpha) + 0,0048(\beta) + \dots - 3,6617e - 06(\alpha)\delta_e + \dots - 7,1021e - 06(\alpha)|\delta_a| \quad (32)$$

G. Model Matematika Keseluruhan

Setelah didapatkan semua persamaan aerodinamika, maka persamaan tersebut dimasukkan ke model matematika roket sesuai (8) hingga (13) untuk membentuk model matematika roket. Model matematika keseluruhan dapat dilihat pada persamaan di bawah.

$$a_x = \frac{du}{dt} = \frac{T - mg \sin \theta + PS \begin{pmatrix} -0,041(\alpha) + 4,8333e - 05(\beta) + \dots \\ 1,1660e - 04(\alpha)\delta_e + \dots \\ 1,8563e - 04(\alpha)|\delta_a| + \dots \\ 1,3433e - 04(\alpha)|\delta_r| \end{pmatrix}}{m} + rv - qw \quad (33)$$

$$a_y = \frac{dv}{dt} = \frac{mg \sin \phi \cos \theta + PS \begin{pmatrix} -0,0394(\alpha) - 1,1627e - 04(\beta) + \dots \\ 7,8767e - 04(\alpha)\delta_e \end{pmatrix}}{m} + pw - ru \quad (34)$$

$$a_z = \frac{dw}{dt} = \frac{mg \cos \phi \cos \theta + PS \begin{pmatrix} -0,0938(\beta) + 3,55e - 04(\alpha)\delta_a - \dots \\ 2,2395e - 04(\alpha)\delta_r \end{pmatrix}}{m} + qu - pv \quad (35)$$

$$\frac{dp}{dt} = \frac{PSd \begin{pmatrix} -2,55e - 04(\beta) - 8,9333e - 06(\alpha)\delta_a + \dots \\ 2,7627e - 06(\alpha)\delta_r \end{pmatrix}}{\frac{1}{8}md^2} \quad (36)$$

$$PSd \begin{pmatrix} -0,0055(\alpha) - 9,1667e - 05(\beta) - \dots \\ 6,2227e - 05(\alpha)\delta_a - 2,056e - 05(\alpha)\delta_r \end{pmatrix} + \dots + \frac{\left(\frac{1}{12}ml^2 - \frac{1}{16}md^2\right)pr}{\frac{1}{12}ml^2 + \frac{1}{16}md^2} \quad (37)$$

$$PSd \begin{pmatrix} 8,2906e - 05(\alpha) + 0,0048(\beta) + \dots \\ 3,6617e - 06(\alpha)\delta_e + 7,1021e - 06(\alpha)|\delta_a| \end{pmatrix} + \dots + \frac{\left(\frac{1}{12}ml^2 - \frac{1}{16}md^2\right)pq}{\frac{1}{12}ml^2 + \frac{1}{16}md^2} \quad (38)$$

H. Validasi Model

Validasi model dilakukan dengan memasukan persamaan C_{FX} , C_{FY} , C_{FZ} , C_{MX} , C_{MY} , dan C_{MZ} terhadap α , β , δ_a , δ_e , dan δ_r ke model roket Hydra 70 APKWS dengan konfigurasi defleksi sirip 0° dengan tanpa sistem pengendalian dan pemanduan. Model diluncurkan pada ketinggian 1 km di atas permukaan tanah. Thrust sebesar 6500 N diberikan pada roket saat t = 2 detik. Roket dijalankan dengan konfigurasi defleksi sirip selalu nol. Hasil validasi model dapat dilihat pada Gambar. Estimasi parameter yang dihasilkan menunjukkan bahwa model roket melakukan roll hingga roket mengenai tanah. Hal ini disebabkan bentuk sirip ekor roket yang berbentuk seperti pada Gambar. Nilai pitch terus negatif seiring dengan model roket yang jatuh ke tanah akibat gaya gravitasi. Nilai Yaw steady di nol menandakan model roket tidak melakukan gerakan yaw.

VIII. KESIMPULAN

Hasil analisa yang didapatkan dari estimasi parameter aerodinamika pada model roket Hydra 70 APKWS dengan variasi pada angle of attack, angle of sideslip, dan deflection angle adalah sebagai berikut:(1)Validasi numerik memberikan kesimpulan bahwa data hasil estimasi dapat digunakan karena ketiga metode validasi menyatakan demikian, antara lain :(a)Grid Independency Test memberikan hasil bahwa konfigurasi meshing/grid generating menggunakan nilai luas sel optimal (6 mm); (b)Residual Convergence Criteria menggunakan kriteria residu sebesar 10^{-3} dan hasil CFD telah sesuai kriteria residu yang digunakan; (c)Pengujian konsistensi nilai didapatkan hasil iterasi CFD yang konsisten. Hal ini menunjukkan bahwa nilai yang didapatkan sudah konvergen; (2)Validasi model menghasilkan kesimpulan bahwa hasil estimasi parameter yang didapatkan realistis dengan model roket hydra 70 APKWS tanpa pengaturan dan pemanduan dengan

karakteristik roket selalu melakukan *rolli* dan *pitch* yang menunjukkan roket mendekati bumi akibat dari gaya gravitasi.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] J. Sahu, S. Sifton, and K. R. Heavey, "High-fidelity cfd modeling of maneuvering projectile aerodynamics," 2003.
- [2] E. B. Jackson and A. A. Group, "Preliminary subsonic aerodynamic model for simulation of HL-20," Hampton, Virginia, 1992.
- [3] B. G. Mi, H. Zhan, and B. B. Chen, "New systematic cfd methods to calculate static and single dynamic stability derivatives of aircraft," *Math. Probl. Eng.*, 2017, doi: 10.1155/2017/4217217.
- [4] O. Peroomian, S. Chakravarthy, and U. C. Goldberg, "A 'grid-transparent' methodology for cfd," in *35th aerospace sciences Meeting and Exhibit*, 1997, doi: 10.2514/6.1997-724.
- [5] W. Nugroho, "Simulasi Numerik karakteristik aliran 3 dimensi di sekitar single-element airfoil untuk spoiler depan mobil formula sae dengan variasi reynolds number," Institut Teknologi Sepuluh Nopember Surabaya, 2015.