ITS
Institut
Teknologi
Sepuluh Nopember

TUGAS AKHIR – EE 184801

ESTIMASI PARAMETER AERODINAMIKA MODEL ROKET MENGGUNAKAN *COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS*

Dimas Agung Prabowo
NRP 07111640000017

Dosen Pembimbing
Ir. Rusdhianto Effendi A.K., M.T.
Zulkifli Hidayat, ST., M.Sc.

DEPARTEMEN TEKNIK ELEKTRO
Fakultas Teknologi Elektro Dan Informatika Cerdas
Institut Teknologi Sepuluh Nopember
Surabaya 2020

Halaman ini sengaja dikosongkan

TUGAS AKHIR – EE 184801

ESTIMASI PARAMETER AERODINAMIKA MODEL ROKET MENGGUNAKAN *COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS*

Dimas Agung Prabowo
NRP 07111640000017

Dosen Pembimbing
Ir. Rusdhianto Effendi A.K., M.T.
Zulkifli Hidayat, ST., M.Sc.

DEPARTEMEN TEKNIK ELEKTRO
Fakultas Teknologi Elektro Dan Informatika Cerdas
Institut Teknologi Sepuluh Nopember
Surabaya 2020

Halaman ini sengaja dikosongkan

FINAL PROJECT – EE 184801

ESTIMATION OF AERODYNAMICS PARAMETER OF ROCKET MODEL USING COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS

Dimas Agung Prabowo
NRP 07111640000017

Supervisor
Ir. Rusdhianto Effendi A.K., M.T.
Zulkifli Hidayat, ST., M.Sc.

DEPARTMENT OF ELECTRICAL ENGINEERING
Faculty of Intelligent Electrical and Informatics Technology
Institut Teknologi Sepuluh Nopember
Surabaya 2020

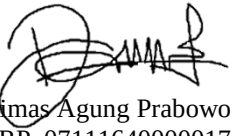
Halaman ini sengaja dikosongkan

PERNYATAAN KEASLIAN
TUGAS AKHIR

Dengan ini menyatakan bahwa isi sebagian maupun keseluruhan Tugas Akhir saya dengan judul "**Estimasi Parameter Aerodinamika Model Roket Menggunakan *Computational Fluid Dynamics***" adalah hasil karya intelektual mandiri, diselesaikan tanpa menggunakan bahan-bahan yang tidak diizinkan dan bukan merupakan karya pihak lain yang saya akui sebagai karya sendiri.

Semua referensi yang dikutip maupun dirujuk telah ditulis secara lengkap pada daftar pustaka. Apabila ternyata pernyataan ini tidak benar, saya bersedia menerima sanksi sesuai peraturan yang berlaku.

Surabaya, Juni 2020



Dimas Agung Prabowo
NRP. 07111640000017

Halaman ini sengaja dikosongkan

ESTIMASI PARAMETER AERODINAMIKA MODEL ROKET MENGGUNAKAN *COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS*

TUGAS AKHIR

Diajukan Guna Memenuhi Sebagian Persyaratan
Untuk Memperoleh Gelar Sarjana Teknik

Pada

Bidang Studi Teknik Sistem Pengaturan
Departemen Teknik Elektro
Fakultas Teknologi Elektronika dan Informatika Cerdas
Institut Teknologi Sepuluh Nopember

Menyetujui:

Dosen Pembimbing I

6/6/20

Ir. Rusdhianto Effendi A.K., M.T.
NIP. 195704241985021001

SURABAYA,
JUNI 2020

Halaman ini sengaja dikosongkan

ESTIMASI PARAMETER AERODINAMIKA MODEL ROKET MENGGUNAKAN *COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS*

TUGAS AKHIR

Diajukan Guna Memenuhi Sebagian Persyaratan
Untuk Memperoleh Gelar Sarjana Teknik

Pada

Bidang Studi Teknik Sistem Pengaturan
Departemen Teknik Elektro
Fakultas Teknologi Elektronika dan Informatika Cerdas
Institut Teknologi Sepuluh Nopember

Menyetujui:

Dosen Pembimbing II

Zulkifli Hidayat, ST., M.Sc.
NIP. 197012251999031002

SURABAYA,
JUNI 2020

Halaman ini sengaja dikosongkan

ESTIMASI PARAMETER AERODINAMIKA MODEL ROKET MENGGUNAKAN *COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS*

Dimas Agung Prabowo
07111640000017

Dosen Pembimbing : 1. Ir. Rusdhianto Effendi A.K., M.T.
2. Zulkifli Hidayat, ST., M.Sc.

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 informasi mengenai parameter-parameter roket. Terdapat parameter terukur yang diperoleh dari hasil pengukuran dimensi fisik roket. Dan terdapat parameter tidak terukur yang diperoleh melalui hasil estimasi. Salah satu parameter yang diperoleh melalui hasil estimasi adalah parameter aerodinamika roket. Agar didapatkan model yang baik parameter terukur dan parameter tidak terukur perlu diperoleh, sehingga parameter aerodinamika roket perlu untuk diestimasi. Pada penelitian ini dilakukan estimasi parameter aerodinamika roket. Estimasi dilakukan dengan metode CFD. Dengan hasil estimasi parameter aerodinamika model matematika lengkap roket dapat diperoleh. Dilakukan validasi numerik untuk memvalidasi hasil parameter yang diperoleh. Validasi numerik dilakukan dengan metode *grid independency test, residual criteria convergence*, dan konsistensi nilai. Hasil estimasi parameter memenuhi ketiga metode validasi untuk dapat digunakan. Hasil estimasi parameter menghasilkan persamaan koefisien momen dan gaya aerodinamika pada setiap sumbu. Persamaan tersebut akan disubtitusikan ke persamaan model matematika roket dan disimulasikan untuk mendapatkan validasi kualitatif roket. Hasil validasi kualitatif roket menghasilkan karakteristik roket yang sesuai dengan karakteristik gerak roket dalam keadaan ideal

(tanpa gangguan). Dengan karakteristik gerak parabola, sudut *pitch* tidak menukik tajam (sekitar 1,2 rad), dan roket selalu melakukan roll.

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

ESTIMATION OF AERODYNAMICS PARAMETER OF ROCKET MODEL USING COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS

Dimas Agung Prabowo
07111640000017

Supervisor : 1. Ir. Rusdhianto Effendi A.K., M.T.
2. Zulkifli Hidayat, ST., M.Sc.

ABSTRACT

In the military world, a rocket is a weapon that can be controlled directly or automatically to hit its target. To ensure that the rocket is able to move about a predetermined target, the rocket must be able to be controlled to always approach the target set by the control and scouting rules. Control and guiding a rocket requires a mathematical model of the rocket. The more accurate the rocket model is with the real situation, the more accurate the control that will be achieved. For an accurate rocket mathematical model information about rocket parameters is needed. There are measurable parameters obtained from the measurement of the physical dimensions of the rocket. And there are immeasurable parameters obtained through the estimation methods. One of the parameters obtained through the estimation methods is the rocket aerodynamic parameters. In order to get a good model the measured parameters and the unmeasured parameters need to be obtained, so that the rocket aerodynamic parameters need to be estimated. In this study, estimation of rocket aerodynamic parameters was carried out. Estimation is done by the CFD method. With the results of the estimation of the aerodynamic parameters of a complete mathematical model can be obtained. Numerical validation is performed to validate the parameters obtained. Numerical validation methods is done by the grid independence test, convergence residual criteria, and value consistency. The parameter estimation results meet all three validation methods to be used. The parameter estimation results in the equation of the moment coefficient and aerodynamic force on each axis. The equation will be substituted into the rocket mathematical model equation and simulated to get a qualitative rocket validation. The results of the rocket qualitative validation produce rocket characteristics that match the rocket's motion characteristics

under ideal conditions (without interference). With the characteristics of parabolic motion, the pitch angle does not dip sharply (around 1.2 rad), and the rocket always rolls.

Keyword : *Rocket, Computational Fluid Dynamics, Aerodynamics Coefficient, Reynold-Average Navier-Stokes, Parameter Estimation.*

KATA PENGANTAR

Puji syukur penulis panjatkan kepada Tuhan YME yang telah memberikan rahmat dan karunianya, sehingga penulis dapat membuat dan menyelesaikan tugas akhir ini dengan semestinya serta tepat waktu.

Kegiatan tugas akhir ini termasuk salah satu mata kuliah yang wajib ditempuh di Departemen Teknik Elektro Institut Teknologi Sepuluh Nopember ini. Penelitian yang penulis lakukan mengambil topik Estimasi Parameter Aerodinamika Model Roket Menggunakan Computational Fluid Dynamics. Laporan tugas akhir ini disusun untuk melengkapi hasil capaian dari penelitian yang telah dilaksanakan.

Penulis menyadari dalam penyelesaian tugas akhir ini, penulis tidak terlepas dari dukungan dan bantuan yang diberikan oleh banyak pihak. Pada kesempatan ini, penulis ingin menyampaikan ucapan terimakasih yang sebesar – besarnya kepada :

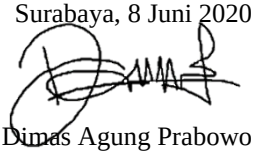
1. ALLAH SWT. dan Nabi Muhammad SAW. yang telah menuntun umat manusia dari zaman gelap gulita menuju jalan yang terang.
2. Bapak Rojikin, S.Pd dan Ibu Maryuning, S.Pd selaku orang tua dari penulis serta Erwin Wieddiyanto, S.Pt dan Erix Agus Nugroho, S.T selaku kakak dari penulis serta seluruh keluarga besar yang tidak mungkin disebutkan satu - persatu yang selalu memberikan dukungan, doa dan menjadi inspirasi penulis.
3. Bapak Ir. Rusdhianto Effendi A.K., M.T.selaku dosen pembimbing 1 tugas akhir penulis, yang memberikan waktu dan ilmu dan dengan sabar mengarahkan dan membimbing selama proses pengerjaan Tugas Akhir.
4. Bapak Zulkifli Hidayat, ST., M.Sc. selaku dosen pembimbing 2 tugas akhir penulis, yang memberikan dukungan dan bimbingan ilmu kepada penulis selama proses pengerjaan Tugas Akhir.
5. Mas Mochamad Nur Qomarudin, yang selalu memberikan dukungan dan arahan selama proses pengerjaan Tugas Akhir.
6. Seluruh keluarga Lab Sistem dan Sibernetika yang selalu memberikan dukungan moral dan material kepada penulis sehingga penulis dapat menyelesaikan Tugas Akhir.
7. Teman-teman Prodi Sistem Pengaturan yang selalu membantu dan saling mendukung untuk menyelesaikan Tugas Akhir.

8. Hallandhea Radhina Ladyla, S.Sn untuk segala bentuk dukungan moral, material, dan kesetiannya.
9. Keluarga SSS Smasa Blitar yang selalu memberikan dukungan dan menjadi *support system* yang selalu ada untuk melepas penat dan menaikan semangat
10. Kesatria warkop (Robby dan Rizal) yang selalu ada untuk membuat hidup di Surabaya menjadi lebih menggembirakan dan menyenangkan.
11. Shaffan Ahda Izzatullah yang telah membantu dalam pembuatan model geometri dan sumber teori penunjang dalam pengerjaan Tugas Akhir.
12. Segenap teman – teman angkatan 2016 teknik elektro ITS (E 56) yang selalu membantu dan memberikan semangat kepada penulis.
13. Seluruh pihak yang belum disebutkan di atas yang memberikan doa, bantuan, dan dukungan bagi penulis hingga Tugas Akhir ini dapat terselesaikan dengan baik.

Sekali lagi Penulis ucapkan terima kasih sebagai bentuk penghargaan setinggi-tingginya untuk segala bentuk bantuan dan kerja sama selama ini.

Penulis menyadari bahwa banyak kekurangan dari laporan tugas akhir ini, baik dari segi materi maupun teknis penyajiannya, mengingat masih kurangnya pengetahuan dan pengalaman penulis. Namun pengalaman dan wawasan baru yang penulis banyak dapatkan juga patut untuk penulis syukuri dan diterapkan menjadi ilmu yang manfaat.

Surabaya, 8 Juni 2020



Dimas Agung Prabowo

DAFTAR ISI

PERNYATAAN KEASLIAN TUGAS AKHIR VII
ABSTRAK XIII
ABSTRACT XV
KATA PENGANTAR XVII
DAFTAR ISI XIX
DAFTAR GAMBAR XXIII
DAFTAR TABEL XXV
BAB 1 PENDAHULUAN 1
1.1 Latar Belakang 1
1.2 Perumusan Masalah 2
1.3 Batasan Masalah 3
1.4 Tujuan Penelitian 3
BAB 2 ESTIMASI PARAMETER AERODINAMIKA 5
2.1 Penelitian Terdahulu 5
2.1.1 Penelitian Bei-gang Mi et al [2] 5
2.1.2 Penelitian David Frostbutter et al [3] 6
2.1.3 Penelitian Benjamin Shoesmith et al [4] 7
2.1.4 Penelitian Jurabaj Sahu et al [5] 7
2.2 Model Kinematika dan Dinamika Roket 8
2.2.1 Dinamika Translasi Roket 10
2.2.2 Dinamika Rotasi Roket 11
2.3 Aliran Eksternal 12
2.3.1 Konsep Lapis Batas (*Boundary Layer)* 12
2.3.2 Karakteristik *Boundary Layer* 14
2.3.3 Separasi pada Boundary Layer 15
2.3.4 Koefisien Aerodinamika 16
2.4 Numerical Modelling 19

2.4.1 *Computational Fluid Dynamic* (CFD) 19
2.4.2 Formulasi Matematika CFD 19
2.4.3 Ekspansi Deret Taylor 20
2.4.4 Deskripsi model turbulensi RANS 21

BAB 3 METODOLOGI ESTIMASI PARAMETER 25

3.1 Proses Simulasi CFD 25
3.2 Preprocessing 26

3.2.1 Geometri Benda Uji 27
3.2.2 Konfigurasi Pengujian 27
3.2.3 Domain Simulasi 31
3.2.4 *Meshing* 31

3.3 *Processing* (Fluent) 35
3.4 Postprocessing 38
3.5 Model Roket Untuk Validasi Kualitatif 39
3.6 Flowchart Penelitian 40

BAB 4 HASIL DAN ANALISA CFD 43

4.1 Validasi Numerik 43

4.1.1 Grid Independency Test 43
4.1.2 Residual Convergence Criteria 44
4.1.3 Konsistensi Nilai 45

4.2 Hasil CFD 52

4.2.1 Hasil Kuantitatif 52
4.2.2 Hasil Kualitatif 62

4.3 Hasil Model Matematika 63

4.3.1 Persamaan CFX 63
4.3.2 Persamaan CFY 64
4.3.3 Persamaan CFZ 64
4.3.4 Persamaan CMX 65
4.3.5 Persamaan CMY 65
4.3.6 Persamaan CMZ 66
4.3.7 Model Matematika Keseluruhan 67

4.4 Validasi Kualitatif 68

BAB 5 KESIMPULAN DAN SARAN 72
5.1 Kesimpulan 72
5.2 Saran 72
DAFTAR PUSTAKA 74
LAMPIRAN 78
BIOGRAFI PENULIS 112

Halaman ini sengaja dikosongkan

DAFTAR GAMBAR

GAMBAR 2.1 PLOT DARI STEP RESPONSE 5
GAMBAR 2.2 KONFIGURASI TACTOM. (A) TAMPAK SAMPING DARI BUKAAN PENUH SAYAP EKOR. (B) BUKAAN SAYAP SETELAH PROSES PELUNCURAN 6
GAMBAR 2.3 KONFIGURASI ROKET MODEL N2DB28F240 7
GAMBAR 2.4 TIGA KONFIGUSRASI YANG DIUJI (A) BASELINE SHOULDER-LAUNCHED, (B) ARTILLERY AFT-END, (C) MORTAR AFT-END 8
GAMBAR 2.5 ENAM DERAJAT KEBEBASAN ROKET 9
GAMBAR 2.6 STRUKTUR LAPIS BATAS 13
GAMBAR 2.7 ALIRAN DENGAN *PRESSURE GRADIENT* 15
GAMBAR 2.8 ILUSTRASI HASIL SIMULASI ESTIMASI CFD PADA ROKET .. 19
GAMBAR 3.1 DIAGRAM ALIR SIMULASI CFD 26
GAMBAR 3.2 GEOMETRI HYDRA 70 APKWS 27
GAMBAR 3.3 KONFIGURASI SUDUT A DAN B 28
GAMBAR 3.4 DEFINISI SUDUT DEFLEKSI (Δ) 28
GAMBAR 3.5 DOMAIN SIMULASI HYDRA 70 APKWS TAMPAK 3D 31
GAMBAR 3.6 HASIL PROSES MESH PADA ROKET HYDRA 70 APKWS 32
GAMBAR 3.7 HASIL PROSES MESH PADA BAGIAN APKWS 33
GAMBAR 3.8 HASIL PROSES MESH PADA SELURUH DOMAIN SIMULASI ROKET HYDRA 70APKWS 34
GAMBAR 3.9 HASIL PROSES MESH PADA ROKET HYDRA 70 APKWS TAMPAK DEPAN 35
GAMBAR 3.10 BOUNDARY CONDITION HYDRA 70 APKWS 36
GAMBAR 3.11 DIAGRAM ALIR PROSES ITERASI 38
GAMBAR 3.12 BLOK DIAGRAM MODEL ROKET DUMMY 39
GAMBAR 3.13 FLOWCHART PENELITIAN 41
GAMBAR 4.1 GRAFIK JUMLAH SEL TERHADAP HASIL ESTIMASI 44
GAMBAR 4.2 GRAFIK RESIDUAL CFD 45
GAMBAR 4.3 GRAFIK ITERASI TERHADAP $\boldsymbol{FX}$ 46
GAMBAR 4.4 GRAFIK ITERASI TERHADAP $\boldsymbol{FY}$ 47
GAMBAR 4.5 GRAFIK ITERASI TERHADAP $\boldsymbol{FZ}$ 48
GAMBAR 4.6 GRAFIK ITERASI TERHADAP $\boldsymbol{MX}$ 49
GAMBAR 4.7 GRAFIK ITERASI TERHADAP $\boldsymbol{MY}$ 50
GAMBAR 4.8 GRAFIK ITERASI TERHADAP $\boldsymbol{MZ}$ 51
GAMBAR 4.9 KONTUR TEKANAN PADA BADAN ROKET 62
GAMBAR 4.10 KONTUR TEKANAN PADA DOMAIN SIMULASI 62

GAMBAR 4.11 TAMPAK DEPAN TEKANAN PADA SIRIP APKWS 63
GAMBAR 4.12 PLOT X, Y, DAN Z TERHADAP WAKTU 69
GAMBAR 4.13 PLOT ROLL, PITCH, DAN YAW TERHADAP WAKTU..... 70
GAMBAR 4.14 SIRIP EKOR MODEL ROKET 71
GAMBAR 0.1 KONTUR TEKANAN PADA BADAN ROKET 88
GAMBAR 0.2 KONTUR TEKANAN PADA DOMAIN SIMULASI 88
GAMBAR 0.3 TAMPAK DEPAN TEKANAN PADA SIRIP $\boldsymbol{\delta = 0o}$ 89
GAMBAR 0.4 TAMPAK DEPAN TEKANAN PADA SIRIP $+\boldsymbol{\delta a}$ 89
GAMBAR 0.5 TAMPAK DEPAN TEKANAN PADA SIRIP $-\boldsymbol{\delta a}$ 90
GAMBAR 0.6 TAMPAK DEPAN TEKANAN PADA SIRIP $+\boldsymbol{\delta e}$..... 90
GAMBAR 0.7 TAMPAK DEPAN TEKANAN PADA SIRIP $-\boldsymbol{\delta e}$..... 91
GAMBAR 0.8 TAMPAK DEPAN TEKANAN PADA SIRIP $+\boldsymbol{\delta r}$..... 91
GAMBAR 0.9 TAMPAK DEPAN TEKANAN PADA SIRIP $-\boldsymbol{\delta r}$..... 92

DAFTAR TABEL

TABEL 3.1 KONFIGURASI α, β, DAN δ EKSPERIMEN 29
TABEL 4.1 HASIL CFD HYDRA 70 APKWS..... 52
TABEL 4.2 HASIL PERHITUNGAN KOEFISIEN AERODINAMIKA..... 57
TABEL 4.1 HASIL CFD HYDRA 70 APKWS..... 78
TABEL 4.2 HASIL PERHITUNGAN KOEFISIEN AERODINAMIKA..... 83

Halaman ini sengaja dikosongkan

BAB 1
PENDAHULUAN

Dalam bab ini akan dipaparkan tentang latar belakang penelitian, permasalahan yang akan diselesaikan, tujuan dari penelitian, metodologi yang digunakan, sistematika penulisan serta relevansi penelitian ini terhadap penelitian sejenis atau lebih rumit di masa mendatang.

1.1 Latar Belakang

Proses perkembangan kehidupan manusia juga termasuk dalam aspek kemajuan dari dunia militer. Dalam maksud mempertahankan diri dari musuh (mereka yang menjadikan perang sebagai jalan untuk meningkatkan kondisi hidup) diperlukan peningkatan kemampuan persenjataan untuk mengikuti kemajuan teknologi. Sebagai pengganti dari melempar batu, melempar tombak, menembak peluru, dan menjatuhkan bom. Kemampuan destruktif dan defensif dapat diperoleh lebih baik dengan menggunakan roket. [1]

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 yang telah ditentukan, roket harus mampu dikendalikan untuk selalu mendekati target yang diatur oleh aturan pengendalian dan pemanduan. Sistem pengendalian dan pemanduan sebuah roket membutuhkan sebuah model matematika dari roket tersebut. Semakin akurat model matematika 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 hasil 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.

Terdapat dua metode estimasi parameter aerodinamika yang umum digunakan, yaitu: metode terowongan angin dan metode *computational fluid dynamic* (CFD). Metode terowongan angin memerlukan pembangunan fasilitas uji untuk melakukan estimasi dan memerlukan biaya besar untuk pembangunan fasilitas tersebut. CFD menawarkan

metode estimasi dengan bantuan komputer untuk meniru terowongan angin dan memerlukan biaya yang relatif lebih minimum dibandingkan terowongan angin. Oleh karena itu pada penelitian kali ini akan digunakan metode CFD untuk mengestimasi parameter aerodinamika.

1.2 Perumusan Masalah

Pengendalian 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 peluru kendali (roket) diperlukan model matematika roket. 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 Computational Fluid Dynamics(CFD).

CFD dapat digunakan tanpa memerlukan pembangunan fasilitas fisik yang digantikan dengan fasilitas simulasi virtual. Oleh karena itu, Perumusan masalah pada tugas akhir ini adalah bagaimana mengestimasi parameter aerodinamika roket dengan menggunakan metode Computational Fluid Dynamics (CFD) untuk mendapatkan model matematika roket agar roket dapat bergerak mengenai target yang telah ditentukan sistem pengendalian dan pemanduan.

1.3 Batasan Masalah

Agar permasalahan yang dibahas dalam penelitian ini lebih spesifik, maka permasalahan dalam penelitian ini dibatasi hanya pada hal – hal berikut:

a. Model roket yang digunakan adalah model Hydra-70 APKWS.
b. Aliran uniform *steady* (nilai parameter tidak berubah terhadap ruang dan waktu) dan *viscous incompressible* (fluida yang memiliki gaya gesek internal dan masa jeni fluida tetap sama pada tekanan berbeda) pada sisi inlet.
c. Kecepatan aliran udara sesuai dengan kecepatan roket yaitu 1,5 mach.
d. Kecepatan pada tahap meluncur dan pada tahap mengenai target dianggap sama dan digunakan kecepatan rata-rata yaitu 1,5 mach.
e. Kemungkinan terjadinya perpindahan panas diabaikan.

1.4 Tujuan Penelitian

Penelitian ini akan meneliti karakteristik aliran 3D beserta efek gaya aerodinamika yang ditimbulkan pada saat melewati roket Hydra 70 APKWS dengan variasi sudut defleksi APKWS, *angle of attack*, dan *angle of sideslip*. Melalui hasil estimasi dengan metode Computational Fluid Dynamics (CFD) akan dikaji data numerik berupa nilai distribusi koefisien drag (C_{FX}), koefisien side force (C_{FZ}), koefisien lift (C_{FY}), koefisien aerodinamika roll (C_{MX}), koefisien aerodinamika pitch (C_{MZ}), dan koefisien aerodinamika yaw (C_{MY}).

Tujuan dari penelitian ini adalah untuk mendapatkan model matematika roket lengkap dengan memasukan persamaan aerodinamika. Persamaan aerodinamika didapatkan dengan proses *curve fitting* data hasil estimasi yang telah melalui validasi numerik. Model matematika yang didapatkan dapat memberikan karakteristik gerak roket yang sesuai dengan roket pada kenyataan dengan melalui proses validasi kualitatif.

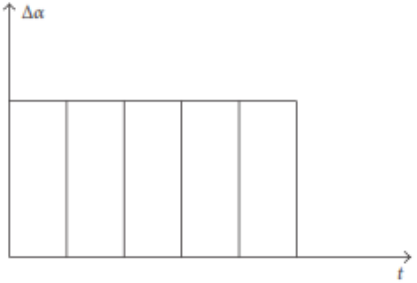
Halaman ini sengaja dikosongkan

BAB 2
ESTIMASI PARAMETER AERODINAMIKA

2.1 Penelitian Terdahulu

2.1.1 Penelitian Bei-gang Mi et al [2]

Penelitian yang dilakukan Bei-gang Mi et al meneliti tentang metode Sistematis CFD dengan *step response motion* untuk menghitung koefisien aerodinamika statis dan dinamis pada *aircraft.* Penelitian ini menggunakan model *aircraft* SACCON UVAV dengan metode sistematis baru berdasarkan simulasi tiga dimensi. Metode sistematis baru yang digunakan pada penelitian ini berdasarkan pada *step response motion*. Dalam teknik elektronika dan teknik pengaturan, *step response* merupakan perilaku waktu ketika input berubah dari nol ke satu dalam waktu yang singkat. Yang dapat direpresentasikan dalam Gambar 2.1.



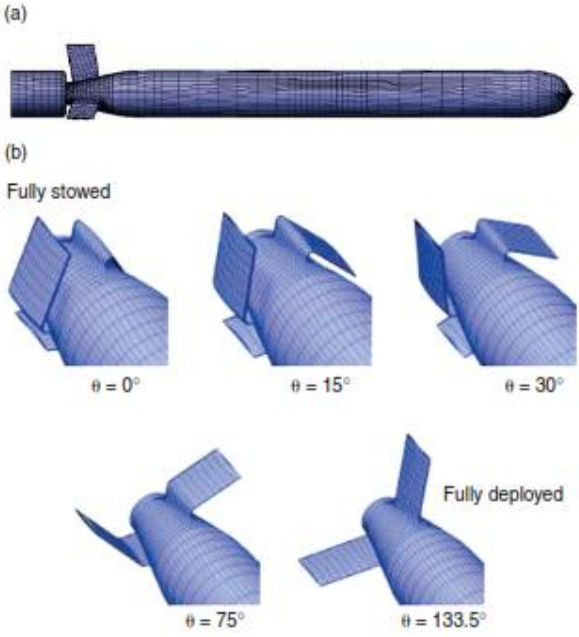
GAMBAR 2.1 PLOT DARI STEP RESPONSE [2]

Penelitian dilakukan pada estimasi koefisien aerodinamika statis dan dinamis. Pada koefisien aerodinamika statis *step response* digunakan untuk memodelkan karakteristik dari perubahan *angle of attack*. Pada koefisien aerodinamika dinamis *step response* digunakan untuk memodelkan karakteristik laju perubahan *angle of attack*.

Faktor biaya komputasi diperhatikan pada penelitian estimasi parameter aerodinamika dengan metode baru. Metode baru memerlukan biaya komputasi yang lebih ringan dibandingkan dengan Metode konvensional/lama.

2.1.2 Penelitian David Frostbutter et al [3]

Penelitian ini meneliti penggunaan CFD untuk desain teknis roket untuk proses *fin deployment*. Dalam penelitian yang dipaparkan, Frostbutter menggunakan model roket *Tactical Tomahawk* (TACTOM). Konfigurasi geometri roket dapat dilihat pada Gambar 2.2. Peneletian ini menggunakan program CFD VSAERO. Program VSAERO mengomputasikan potensial linearisasi aliran eksternal pada permukaan badan. Untuk aliran inviscid, incompressible, dan irrotational fungsi potensial dapat memenuhi hukum aliran yang berlaku. Validitas penggunaan VSAERO untuk TACTOM *fin deployment* tidak diragukan lagi karena karakteristik aliran tidak diluar dari batasan teori VSAERO. Dan program tersebut telah sukses digunakan untuk TACTOM *cruise configuration*.



Gambar 2.2 Konfigurasi TACTOM. (a) tampak samping dari bukaan penuh sayap ekor. (b) bukaan sayap setelah proses peluncuran [3]

Hasil CFD momen aerodinamika konfigurasi TACTOM dari proses pembukaan dan penutupan (*deployment)* sayap sebagai fungsi *deployment angle* menunjukan hasil yang non-linier. Karakteristik sudut bukaan pada tiga sayap ekor relatif berbeda.

2.1.3 Penelitian Benjamin Shoesmith et al [4]

Penelitian yang dilakukan Benjamin Shoesmith et al menganalisa aerodinamika proyektil supersonik dengan *deflectable nose control* dengan metode CFD. Model roket yang digunakan adalah model N2dB28F240 dengan geometri disediakan oleh AMRDEC dalam bentuk gambar teknik dengan menggunakan CAD.

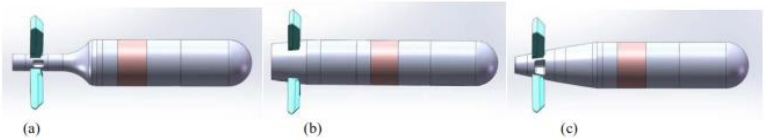
Gambar 2.3 konfigurasi roket model n2db28f240 [4]

Penelitian menggunakan bilangan Mach 3.0 untuk menginvestigasi aerodinamika roket. Derajat kebebasan dalam penelitian ini terbatas pada bidang *pitch*. Dalam penelitian ini Benjamin menggunakan program IMPNS sebagai solver CFD. Program IMPNS ini menggunakan persamaan yang dirumuskan untuk permasalahan *finite control volume* dan menyelesaikan dengan *implicit space marching procedure.* Data hasil estimasi koefisien momen dan gaya telah dibandingkan dengan data penelitian dengan metode terowongan angin dan menghasilkan data yang sesuai.

2.1.4 Penelitian Jurabaj Sahu et al [5]

Penelitian yang dilakukan Sahu, Jubaraj et al meneliti CFD untuk Aerodinamika *Maneuvering Projectile* menggunakan *canard control.* Penelitian ini menggunakan tiga model uji. Model yang digunakan dalam penelitian ini adalah *baseline shoulder-launched*, *artillery aft-end*, dan

mortar aft-end. Pengujian dilakukan pada bilangan mach 0,5. Pada penelitian ini, persamaan 3D Reynold-Average Navier-Stokes digunakan. Menggunakan model turbulensi k-ε. Diskrittisasi orde dua digunakan untuk variabel aliran dan persamaan viskositas turbulen.



Gambar 2.4 tiga konfigusrasi yang diuji (a) baseline shoulder-launched, (b) artillery aft-end, (c) mortar aft-end [5]

Konfigurasi *artillery* secara signifikan memiliki gaya angkat lebih besar, menghasilkan koefisien gaya normal yang lebih besar pada *angle of attack* uji dibandingkan konfigurasi lain untuk *angle of attack* yang sama.

2.2 Model Kinematika dan Dinamika Roket

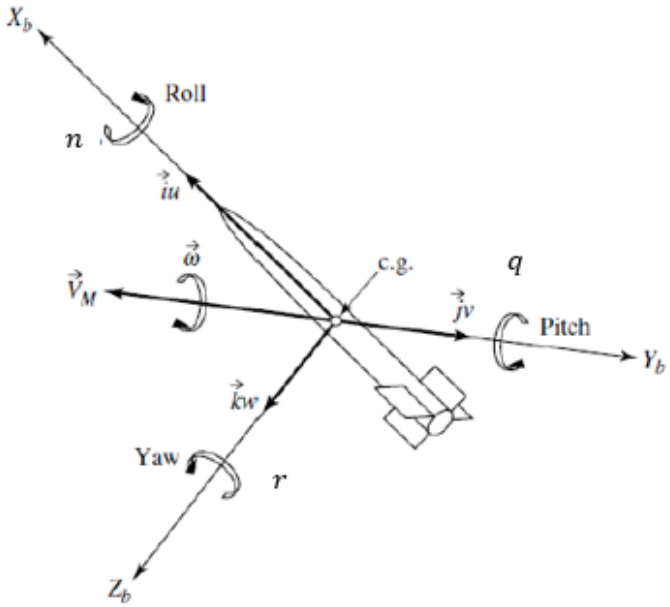
Agar mampu merancang sistem kontrol yang tepat untuk mengendalikan Roket yang akan didesain, maka perlu diketahui model matematika dinamika dan kinematika Roket yang menggambarkan bagaimana Roket tersebut bergerak di suatu ruang. Secara umum, terdapat dua macam model matematika yang perlu diketahui agar 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 gerakannya. 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 tunjukan Gambar 2.5. Gerak rotasi ini 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. [6]



Gambar 2.5 Enam derajat kebebasan roket [6]

2.2.1 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

$$\begin{aligned} \boldsymbol{a_x} &= \frac{\boldsymbol{du}}{\boldsymbol{dt}} = \frac{\boldsymbol{F_{xtot}}}{\boldsymbol{m}} + \boldsymbol{rv} - \boldsymbol{qw} \\ \boldsymbol{a_y} &= \frac{\boldsymbol{dv}}{\boldsymbol{dt}} = \frac{\boldsymbol{F_{ytot}}}{\boldsymbol{m}} + \boldsymbol{nw} - \boldsymbol{ru} \\ \boldsymbol{a_z} &= \frac{\boldsymbol{dw}}{\boldsymbol{dt}} = \frac{\boldsymbol{F_{ztot}}}{\boldsymbol{m}} + \boldsymbol{qu} - \boldsymbol{nv} \end{aligned} \tag{2.1}$$

Persamaan percepatan ketiga sumbu di atas dapat disederhanakan penulisannya dalam bentuk vektor sebagai berikut

$$\boldsymbol{a_b} = \frac{\boldsymbol{F_b}}{\boldsymbol{m}} + (\boldsymbol{\omega_b} \times \boldsymbol{v_b}) \tag{2.2}$$

dimana × adalah perkalian cross dua vektor.

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

$$\boldsymbol{F_{btot}} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{F_{Xtot}} \\ \boldsymbol{F_{Ytot}} \\ \boldsymbol{F_{Ztot}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{T + F_{gX} + F_X} \\ \boldsymbol{F_{gY} + F_Y} \\ \boldsymbol{F_{gZ} + F_Z} \end{bmatrix} \tag{2.3}$$

dimana gaya gravitasi dinyatakan dengan

$$\boldsymbol{F_{gb}} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{F_{gX}} \\ \boldsymbol{F_{gY}} \\ \boldsymbol{F_{gZ}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{-mg \sin\theta} \\ \boldsymbol{mg \sin\phi \cos\theta} \\ \boldsymbol{mg \cos\phi \cos\theta} \end{bmatrix} \tag{2.4}$$

dan gaya aerodinamika dinyatakan dengan

$$\boldsymbol{F_b} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{F_X} \\ \boldsymbol{F_Y} \\ \boldsymbol{F_Z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{PSC_{FX}} \\ \boldsymbol{PSC_{FY}} \\ \boldsymbol{PSC_{FZ}} \end{bmatrix} \tag{2.5}$$

dimana,

T	: *thrust*, gaya dorong roket (N)
ρ	: masa jenis udara (Kg/m^3)
u, v, w	: kecepatan tranlasi roket terhadap koordinat badan

n, q, r : kecepatan rotasi roket terhadap koordinat badan
ϕ, θ, ψ : sudut euler yang mewakili rotasi koordinat badan terhadap koordinat bumi
P : tekanan udara bergerak, dihitung dengan $P = \frac{\rho V^2}{2}$
S : luas permukaan roket (m^2)
l : panjang roket (m)
C_{FX} : koefisien gaya sumbu X
C_{FY} : koefisien gaya Sumbu Y
C_{FZ} : koefisien gaya Sumbu Z

2.2.2 Dinamika Rotasi Roket

Roket 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

$$\boldsymbol{I} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{I_{xx}} & \boldsymbol{-I_{xy}} & \boldsymbol{-I_{xz}} \\ \boldsymbol{-I_{yx}} & \boldsymbol{I_{yy}} & \boldsymbol{-I_{yz}} \\ \boldsymbol{-I_{zx}} & \boldsymbol{-I_{zy}} & \boldsymbol{I_{zz}} \end{bmatrix} \tag{2.6}$$

dimana I_{xx}, I_{yy}, dan I_{zz} adalah momen inersia benda ketika diputar terhadap sumbu X, Y, dan Z.

Roket diasumsikan sebagai objek yang simetris terhadap bidang XY, XZ, dan YZ, sehingga $I_{xy} = I_{yx} = I_{xz} = I_{zx} = I_{yz} = I_{zy} = 0$. Roket bermassa m diasumsikan memiliki bentuk silinder dengan diameter d dan panjang l, sehingga momen inersia dapat dihitung setiap saat dengan persamaan berikut.

$$\boldsymbol{I} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{I_{xx}} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{0} \\ \boldsymbol{0} & \boldsymbol{I_{yy}} & \boldsymbol{0} \\ \boldsymbol{0} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{I_{zz}} \end{bmatrix}$$
$$= \begin{bmatrix} \boldsymbol{\frac{1}{8}md^2} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{0} \\ \boldsymbol{0} & \boldsymbol{\frac{1}{12}ml^2 + \frac{1}{16}md^2} & \boldsymbol{0} \\ \boldsymbol{0} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{\frac{1}{12}ml^2 + \frac{1}{16}md^2} \end{bmatrix} \tag{2.7}$$

Dinamika rotasi mewakili model dinamika gerak rotasi akibat momen atau gaya putar eksternal terhadap roket. Persamaan dinamika rotasi untuk sumbu X, Y, Z adalah persamaan percepatan rotasi pada ketiga sumbu sebagai berikut

$$\frac{dp}{dt} = \frac{M_x + (I_{yy} - I_{zz})qr}{I_{xx}}$$
$$\frac{dq}{dt} = \frac{M_y + (I_{zz} - I_{xx})nr}{I_{yy}}$$
$$\frac{dr}{dt} = \frac{M_z + (I_{yy} - I_{xx})nq}{I_{zz}} \quad (2.8)$$

Momen rotasi pada roket adalah gaya putar yang menyebabkan roket melakukan gerak rotasi. Momen rotasi roket untuk ketiga sumbu rotasi dinyatakan dengan persamaan berikut

$$M_b = \begin{bmatrix} M_X \\ M_Y \\ M_Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} PSdC_{MX} \\ PSdC_{MY} \\ PSdC_{MZ} \end{bmatrix} \quad (2.9)$$

dimana,

d : diameter roket (m)
C_{MX} : koefisien momen roll
C_{MY} : koefisien momen pitch
C_{MZ} : koefisien momen yaw

2.3 Aliran Eksternal

Aliran Eksternal merupakan aliran yang berada di luar atau melalui obyek/benda padat yang dikelilingi aliran fluida. Misalnya aliran yang melalui benda padat, *airfoil*, roket, mobil, kincir angin, lambung kapal, dsb. [7]

2.3.1 Konsep Lapis Batas (*Boundary Layer)*

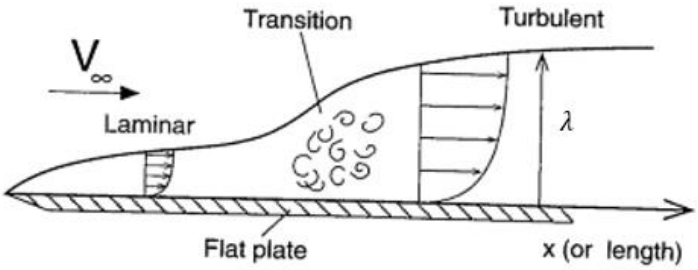
Boundary layer (lapis batas) merupakan lapisan tipis pada *solid surface* yang terbatas daerah sangat sempit dekat permukaan kontur

dengan kecepatan fluida tidak *uniform* dikarenakan tegangan geser yang muncul akibat viskositas.

Dari penjelasan di atas, aliran melintasi suatu kontur diklasifikasikan menjadi dua daerah yaitu :

a. Daerah di dalam lapis batas (dekat permukaan kontur) dengan efek viskositas yang sangat berpengaruh (*viscous flow*).
b. Daerah di luar lapis batas dengan efek viskositas diabaikan (*nonviscous flow*).

Gambar 2.6 memperlihatkan suatu fluida mengalir dengan distribusi kecepatan yang sama atau *uniform* (U_∞). Ketika melewati suatu solid surface, aliran tersebut mengalami distribusi kecepatan yang berbeda sebagai pengaruh adanya tegangan geser pada permukaan padat. Distribusi kecepatan ini dimulai dari titik di permukaan padat tersebut, dimana aliran fluida mempunyai kecepatan nol. Kemudian menjadi semakin besar ketika menjauhi permukaan badan. Pengaruh tegangan geser akan hilang pada posisi tertentu dan kecepatan fluida mencapai harga kecepatan fluida *nonviscous* (u = 0,99 U_∞). Posisi tersebut merupakan batas daerah viscous dengan bagian *nonviscous*. Jarak yang terukur dari permukaan padat arah normal hingga posisi tersebut disebut tebal lapis batas (*boundary layer thickness*, λ). Dimana tebal lapis batasnya akan meningkat seiring dengan bertambahnya jarak atau lintasan.



Gambar 2.6 Struktur Lapis Batas [7]

Lapis batas pada permukaan padat akan berkembang dari ujung plat (*leading edge*). Tebal lapis batas pada daerah *leading edge* masih tipis,

dimana partikel-partikel bergerak secara berlapis-lapis dan lapis batas yang terjadi disebut lapis batas laminar. Semakin jauh fluida bergerak dari ujung plat, lapis batas akan semakin berkembang dan aliran akan berubah mendekati turbulen.

Adanya lapis batas menyebabkan kerugian momentum flux dibanding aliran *inviscid*. Ketebalan dalam aliran *inviscid* yang mempunyai momentum flux sama dengan defisit momentum flux dalam lapis batas disebut momentum *thickness* (λ). Kerugian momentum ini dapat digunakan untuk mengetahui seberapa besar koefisien friksi permukaan (C_f). [8]

2.3.2 Karakteristik *Boundary Layer*

Jenis lapis batas yang terjadi pada aliran udara yang mengaliri suatu obyek sangat ditentukan oleh bilangan *Reynolds* (R_e). Hal ini dapat dijelaskan bahwa dalam lapis batas gaya *viscous* dan gaya inersia sangat penting, sementara bilangan reynolds sendiri mengambarkan perbandingan antara gaya inersia terhadapa gaya *viscous*.

$$\boldsymbol{R_e = \frac{Gaya\ Inersia}{Gaya\ Viscous}} \tag{2.10}$$

dimana:

$$\text{Gaya inersia} = P \times S = \rho \cdot U_\infty^2 \cdot l^2 \tag{2.11}$$

$$\text{Gaya viscous} = \tau \times S = \left(\frac{\mu \cdot U_\infty}{L}\right) \cdot l^2 \tag{2.12}$$

sehingga,

$$\boldsymbol{R_e = \frac{\rho \cdot U_\infty^2 \cdot l^2}{\left(\frac{\mu \cdot U_\infty}{l}\right) \cdot l^2} = \frac{\rho \cdot U_\infty \cdot l}{\mu}} \tag{2.13}$$

dimana,

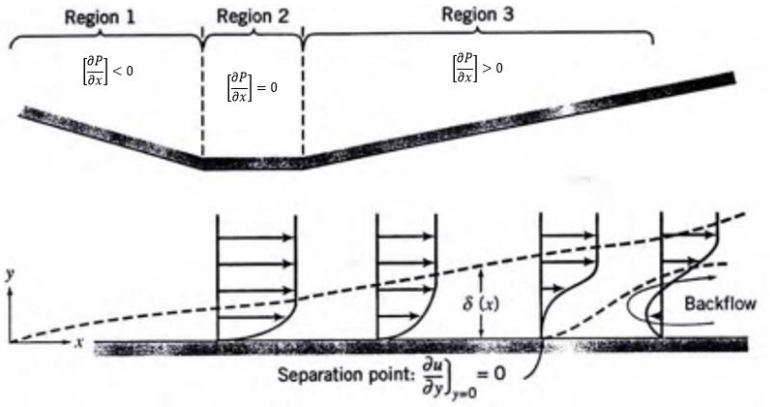
ρ : Masa jenis fluida
U_∞ : Kecepatan aliran *free-stream* fluida
l : Panjang roket
μ : Viskositas dinamis fluida

sehingga,

$$R_e = \frac{\rho \cdot U_\infty \cdot l}{\mu} \qquad (2.14)$$

2.3.3 Separasi pada Boundary Layer

Di dalam *boundary layer* ditemukan suatu fenomena yang disebut sebagai separasi. Separasi ini menimbulkan aliran yang terbalik arahnya dari aliran utama. Separasi merupakan peristiwa dimana aliran fluida terpisah dari permukaan benda. Proses separasi diawali dengan adanya aliran fluida yang terus menerus mengalami perubahan karena adanya gaya gesek. Akibat gaya gesek tersebut, momentum alirannya berkurang sampai suatu saat momentum alirannya sudah tidak bisa mengatasi hambatan sehingga aliran akan terpisah dari permukaan benda. Pada titik dimana separasi terjadi, gradien tekanan pada permukaan bodi adalah nol dan aliran fluida di belakang titik separasi arahnya berlawanan dengan arah aliran utama.



Gambar 2.7 Aliran dengan *pressure gradient* [7]

Separasi sangat dipengaruhi oleh gradien tekanan sepanjang aliran, khususnya oleh *adverse pressure gradient*, yaitu tekanan (P) yang semakin meningkat sejajar dengan arah aliran sepanjang permukaan benda kerja $\left[\frac{\partial P}{\partial x}\right] > 0$. Pada daerah *adverse pressure gradient*, aliran fluida akan mengalami hambatan selain karena adanya gesekan juga karena adanya kenaikan tekanan pada arah aliran fluida. Pada saat momentum fluida sudah tidak dapat melawan hambatan ini, aliran fluida

tidak akan bisa bergerak lebih jauh sepanjang permukaan benda hingga aliran akan mengalami separasi.

2.3.4 Koefisien Aerodinamika

Koefisien aerodinamik 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. [9]

Pemahaman akan pergerakan udara (seringkali disebut "medan aliran") 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, kerapatan, 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 lorong 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:

$$\boldsymbol{C_{FX}} = \boldsymbol{C_{FX,o}}(\boldsymbol{\alpha},\boldsymbol{\beta}) + \boldsymbol{C_{FX_{\delta_e}}}(\boldsymbol{\alpha})\boldsymbol{\delta_e} + \boldsymbol{C_{FX_{|\delta_a|}}}(\boldsymbol{\alpha})|\boldsymbol{\delta_a}| + \boldsymbol{C_{FX_{|\delta_r|}}}(\boldsymbol{\alpha})|\boldsymbol{\delta_r}| \tag{2.15}$$

$$\boldsymbol{C_{FY}} = \boldsymbol{C_{FY,o}}(\boldsymbol{\alpha},\boldsymbol{\beta}) + \boldsymbol{C_{FY_{\delta_e}}}(\boldsymbol{\alpha})\boldsymbol{\delta_e} \tag{2.16}$$

$$\boldsymbol{C_{FZ}} = \boldsymbol{C_{FZ_\beta}}\boldsymbol{\beta} + \boldsymbol{C_{FZ_{\delta_a}}}(\boldsymbol{\alpha})\boldsymbol{\delta_a} + \boldsymbol{C_{FZ_{\delta_r}}}(\boldsymbol{\alpha})\boldsymbol{\delta_r} \tag{2.17}$$

$$\boldsymbol{C_{MX}} = \boldsymbol{C_{MX_\beta}}\boldsymbol{\beta} + \boldsymbol{C_{MX_{\delta_a}}}(\boldsymbol{\alpha})\boldsymbol{\delta_a} + \boldsymbol{C_{MX_{\delta_r}}}(\boldsymbol{\alpha})\boldsymbol{\delta_r} \tag{2.18}$$

$$\boldsymbol{C_{MY}} = \boldsymbol{C_{MY,o}}(\boldsymbol{\alpha},\boldsymbol{\beta}) + \boldsymbol{C_{MY_{\delta_a}}}(\boldsymbol{\alpha})\boldsymbol{\delta_a} + \boldsymbol{C_{MY_{\delta_r}}}(\boldsymbol{\alpha})\boldsymbol{\delta_r} \tag{2.19}$$

$$\boldsymbol{C_{MZ}} = \boldsymbol{C_{MZ,o}}(\boldsymbol{\alpha},\boldsymbol{\beta}) + \boldsymbol{C_{MZ_{\delta_e}}}(\boldsymbol{\alpha})\boldsymbol{\delta_e} + \boldsymbol{C_{MZ_{|\delta_a|}}}(\boldsymbol{\alpha})|\boldsymbol{\delta_a}| \tag{2.20}$$

Koefisien non-dimensi ini kemudian diskalikan untuk memberikan dimensi gaya (F_i) dan momen (M_i), sebagai berikut:

$$\boldsymbol{F_X = PSC_{FX}} \quad (2.21)$$

$$\boldsymbol{F_Y = PSC_{FY}} \quad (2.22)$$

$$\boldsymbol{F_Z = PSC_{FZ}} \quad (2.23)$$

$$\boldsymbol{M_X = PSlC_{MX}} \quad (2.24)$$

$$\boldsymbol{M_Y = PSlC_{MY}} \quad (2.25)$$

$$\boldsymbol{M_Z = PSlC_{MZ}} \quad (2.26)$$

dimana,

P	: tekanan udara bergerak, dihitung dengan $P = \frac{\rho V^2}{2}$
S	: luas permukaan rudal (m^2)
l	: panjang rudal (m)
C_{FX}	: koefisien gaya sumbu X
C_{FY}	: koefisien gaya Sumbu Y
C_{FZ}	: koefisien gaya Sumbu Z
C_{MX}	: koefisien momen roll
C_{MY}	: koefisien momen pitch
C_{MZ}	: koefisien momen yaw
α	: angle of attack
β	: angle of slideslip
δ_a	: defleksi aileron
δ_e	: defleksi elevator
δ_r	: defleksi rudder
p	: roll rate
q	: pitch rate
r	: yaw rate
V	: kecepatan aliran

Koefisien aerodinamik 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 kecepatan rata-rata yaitu 1,5 mach, maka koefisien derivatif dinamis tidak akan digunakan.

Koefisien derivatif statis didapatkan dengan simulasi CFD dengan menggunakan aliran udara linear untuk mengindentifikasi koefisien-koefisien berikut C_{FX}, C_{FY}, C_{FZ}, C_{MX}, C_{MY}, dan C_{MZ} dimana:

$C_{FX,o}$: koefisien gaya sumbu X dengan konfigurasi dasar
$C_{FX_{\delta_e}}$: koefisien gaya sumbu X terhadap defleksi elevator
$C_{FX_{|\delta_a|}}$: koefisien gaya sumbu X terhadap absolut defleksi aileron
$C_{FX_{|\delta_r|}}$: koefisien gaya sumbu X terhadap absolut defleksi rudder
$C_{FY_{\beta}}$: koefisien gaya sumbu Y terhadap *slide-slip angle*
$C_{FY_{\delta_r}}$: koefisien gaya sumbu Y terhadap defleksi rudder
$C_{FZ,o}$: koefisien gaya sumbu Z dengan konfigurasi dasar
$C_{FZ_{\delta_e}}$: koefisien gaya sumbu Z terhadap defleksi elevator
$C_{MX_{\beta}}$: koefisien momen sumbu X terhadap *slide-slip angle*
$C_{MX_{\delta_a}}$: koefisien momen sumbu X terhadap defleksi aileron
$C_{MX_{\delta_r}}$: koefisien momen sumbu X terhadap defleksi rudder
$C_{MY,o}$: koefisien momen sumbu Y dengan konfigurasi dasar
$C_{MY_{\delta_e}}$: koefisien momen sumbu Y terhadap defleksi elevator
$C_{MZ,o}$: koefisien momen sumbu Z dengan konfigurasi dasar
$C_{MZ_{\delta_r}}$: koefisien momen sumbu Z terhadap defleksi rudder

Defleksi aileron merupakan defleksi menggambarkan roket sedang melakukan gerak *roll* dimana semua sirip APKWS berputar searah jarum jam atau berlawanan arah jarum jam, Defleksi elevator merupakan defleksi menggambarkan roket sedang melakukan gerak *pitch* dimana semua sirip APKWS berputar ke arah bawah atau ke arah atas, Defleksi rudder merupakan defleksi menggambarkan roket sedang melakukan gerak *yaw* dimana semua sirip APKWS berputar ke arah kiri atau ke arah kanan. Visualisasi terlihat pada subbab 4.2.2 Hasil kualitatif CFD.

2.4 Numerical Modelling

2.4.1 *Computational Fluid Dynamic* (CFD)

Computational Fluid Dynamic (CFD) merupakan salah satu metode analisa secara komputasi untuk prediksi kuantitatif fenomena aliran fluida berdasarkan hukum konservasi (konservasi massa, konservasi momentum, dan konservasi energi) yang mengatur pergerakan fluida seperti ditunjukan pada Gambar 2.8. Secara umum, terjadi dibawah kondisi yang terdefinisi dalam perihal geometri aliran, sifat fisik fluida, dan kondisi awal dan batas bidang aliran. *Computational Fluid Dynamics* (CFD) juga menyangkut set nilai dari variabel aliran (kecepatan, tekanan, dan suhu di lokasi bidang aliran). Parameter aerodinamika dapat diperoleh dengan melakukan analisa menggunakan prediksi *Computational Fluid Dynamics* (CFD). Dengan penambahan parameter aerodinamika, gangguan aerodinamis yang terjadi pada sistem dapat diantisipasi. [1]

Gambar 2.8 Ilustrasi hasil simulasi estimasi CFD pada roket [3]

2.4.2 Formulasi Matematika CFD

Masalah yang paling sulit dalam mekanika penerbangan atmosfer adalah matematika pemodelan kekuatan aerodinamis dalam bentuk yang dapat dianalisis dan dievaluasi secara kuantitatif. Karena bentuk fungsionalnya tidak diketahui, fungsi dari gaya aerodinamis diekspansi dalam deret Taylor dengan state variabel relatif terhadap referensi penerbangan.

Untuk studi analitis, ekspansi dilakukan untuk semua variabel state. Ada dua persyaratan yang harus dipenuhi. Pertama, turunan parsial dari ekspansi harus kontinyu (suatu kondisi yang biasanya dipenuhi). Dan kedua, variabel yang diekspansi harus kecil.

Biasanya dipostulatkan bahwa gaya aerodinamika tergantung pada bentuk luar dan ukuran (diwakili oleh panjang l), kerapatan atmosfer ρ, dan tekanan P, kecepatan linier badan roket relatif terhadap atmosfer v_B^A, sudut kecepatan badan relatif terhadap atmosfer ω_B^A, percepatan badan pesawat relatif terhadap atmosfer $D^A v_B^A$ dan, kontrol defleksi permukaan η. [10] Secara ringkas, bentuk fungsinya adalah:

$$\boldsymbol{f_a = f_f\left(l, p, \rho, v_B^A, \omega^{AB}, D^A v_B^A, \eta\right)} \tag{2.27}$$

untuk momen aerodinamika bentuk fungsinya adalah:

$$\boldsymbol{m_a = f_m\left(l, p, \rho, v_B^A, \omega^{AB}, D^A v_B^A, \eta\right)} \tag{2.28}$$

Ekspansi ini disebut ekspansi gaya (*force expansion*) berdasarkan [11]. Ditunjukan dalam bentuk (2.27) dan (2.28).

2.4.3 Ekspansi Deret Taylor

Kita mulai dengan fungsi aerodinamika dari (2.27) dan **Error! Reference source not found.**, dengan sistem koordinat dinamis$]^D$,dan memperkenalkan komponen gaya, momen, dan variabel dependen.

$$\begin{bmatrix} F_X \\ F_Y \\ F_Z \end{bmatrix}^D = \left[\boldsymbol{f_f}\left(\boldsymbol{l, p, \rho}; \begin{bmatrix} \boldsymbol{u} \\ \boldsymbol{v} \\ \boldsymbol{w} \end{bmatrix}^D, \begin{bmatrix} \boldsymbol{p} \\ \boldsymbol{q} \\ \boldsymbol{r} \end{bmatrix}^D, \begin{bmatrix} \dot{\boldsymbol{u}} \\ \dot{\boldsymbol{v}} \\ \dot{\boldsymbol{w}} \end{bmatrix}^D, \begin{bmatrix} \boldsymbol{\delta p} \\ \boldsymbol{\delta q} \\ \boldsymbol{\delta r} \end{bmatrix}^D \right) \right]^D$$

$$\begin{bmatrix} M_X \\ M_Y \\ M_Z \end{bmatrix}^D = \left[\boldsymbol{f_m}\left(\boldsymbol{l, p, \rho}; \begin{bmatrix} \boldsymbol{u} \\ \boldsymbol{v} \\ \boldsymbol{w} \end{bmatrix}^D, \begin{bmatrix} \boldsymbol{p} \\ \boldsymbol{q} \\ \boldsymbol{r} \end{bmatrix}^D, \begin{bmatrix} \dot{\boldsymbol{u}} \\ \dot{\boldsymbol{v}} \\ \dot{\boldsymbol{w}} \end{bmatrix}^D, \begin{bmatrix} \boldsymbol{\delta p} \\ \boldsymbol{\delta q} \\ \boldsymbol{\delta r} \end{bmatrix}^D \right) \right]^D \tag{2.29}$$

sekarang kita memperkenalkan variabel independen:

$$\boldsymbol{z_j = \{u, v, w, p, q, r, \dot{u}, \dot{v}, \dot{w}, \delta p, \delta q, \delta r\}}$$

$$\boldsymbol{j = 1, 2, \ldots, 12} \tag{2.30}$$

Dua komponen kecepatan v dan w, jika dinyatakan dalam koordinat badan, juga dapat dilihat sebagai angle of attack, $\alpha = \tan^{-1}(w/u)$ dan side-slip angle $\beta = \sin^{-1}\left(v/\sqrt{u^2 + v^2 + w^2}\right)$. Variabel $\delta p, \delta q, \delta r$ merepresentasikan kontrol roll, pitch, dan yaw. Variabel dependen dapat diringkas dengan:

$$\boldsymbol{y_i} = \{F_X, F_Y, F_Z, M_X, M_Y, M_Z\} \qquad \boldsymbol{i = 1, 2, \dots, 6} \tag{2.31}$$

dengan penyederhanaan, (2.31)dapat diringkas dengan:

$$\boldsymbol{y_i = d_i(z_j)}; \quad \boldsymbol{i = 1, 2, \dots, 6}; \quad \boldsymbol{j = 1, 2, \dots, 12} \tag{2.32}$$

Fungsi aerodinamika diekspansi menjadi deret Taylor dalam 12 state komponen variabel z_j, relatif terhadap state referensi $\bar{z}_j$. Ekspansi Deret Taylor secara matematis dibenarkan jika turunan parsial dalam ekspansi kontinyu dan variabel ekspansi $\Delta z_j = z_j - \bar{z}_j$ kecil. Untuk roket, gaya aerodinamika adalah fungsi kontinyu dari state-nya untuk sebagian besar manuver penerbangan. Dalam notasi subskrip, deret Taylor diasumsikan berbentuk:

$$\boldsymbol{y_i = d_i\{z_j\} + \left(\frac{\partial d_i}{\partial z_{j_1}}\right)\Delta z_{j_1} + \frac{1}{2}\left(\frac{\partial^2 d_i}{\partial z_{j_1}\partial z_{j_2}}\right)\Delta z_{j_1}\Delta z_{j_2} + \cdots}$$

$$\boldsymbol{\frac{1}{k!}\left(\frac{\partial^k d_i}{\partial z_{j_1}\dots\partial z_{j_k}}\right)\Delta z_{j_1}\dots\Delta z_{j_k} + \cdots}$$

$$\boldsymbol{i = 1, 2, \dots, 6}; \qquad \boldsymbol{j_1, j_2, \dots, j_k = 1, 2, \dots, 12} \tag{2.33}$$

2.4.4 Deskripsi model turbulensi RANS

Persamaan Navier – Stokes mengatur kecepatan dan tekanan aliran fluida. Dalam aliran turbulen, masing-masing jumlah ini dapat didekomposisi menjadi bagian rata-rata dan bagian berfluktuasi. Rata-rata persamaan memberikan persamaan Reynold-Average Navier – Stokes (RANS), yang mengatur aliran rata-rata. Berikut adalah gambaran singkat dari model yang umum digunakan dalam aplikasi teknik modern. [8]

- **Spallart-Allmaras:** Merupakan model turbulensi dengan satu persamaan yang menyelesaikan model persamaan transport untuk

viskositas turbulen. Model ini didesain secara khusus untuk aplikasi aerospace yang melibatkan wall-bounded flows dan telah menunjukkan hasil yang baik untuk lapisan batas yang dipengaruhi adverse pressure gradient. Bentuk dasar model spalart – allmaras hanya efektif pada model dengan bilangan Reynolds yang kecil. Model ini dapat digunakan untuk simulasi yang relatif kasar dengan ukuran mesh yang besar, dimana perhitungan aliran turbulen yang akurat bukan merupakan hal yang kritis.

- **Standard $k-\varepsilon$:** Pemodelan yang menggunakan persamaan transport untuk penyelesaian model k - ε . Model ini juga dapat menyelesaikan untuk heating, buoyancy dan compressibility yang dapat diselesaikan dalam k-ε model yang lainnya. Model tidak cocok untuk aliran kompleks yang meliputi strong stream curvature dan separation

- **RNG $k-\varepsilon$:** Variasi pemodelan dari standard k-ϵ model. Model ini sangat signifikan untuk mengubah dalam persamaan ϵ, sehingga dapat memperbaiki model yang mempunyai highly strained flows. Dalam model ini juga dapat digunakan untuk aliran yang mempunyai bilangan Reynold yang rendah dan untuk memprediksi aliran yang mempunyai efek swirling.

- **Realizable $k-\varepsilon$:** Variasi pemodelan dari standard k-ϵ model. Dengan menggunalan model ini dapat dilakukan untuk menentang penggunaan mathematical constraints sehingga dengan pemodelan ini cukup dapat memperbaiki performansi dari model tanpa menggunakan mathematical constrains.

- **Standard $k-\omega$:** Pemodelan yang menggunakan dua persamaan transport model untuk memecahkan k-ω. Pemodelan ini juga dapat digunakan untuk aliran yang memiliki Re yang rendah. Pemodelan ini juga dapat menampilkan transisi aliran dari aliran laminar menuju aliaran turbulen. Keuntungan lainnya adalah dapat menghitung free shear dan aliran compressible.

- **SST $k-\omega$:** Variasi dari pemodelan standard k-ω. Mengkombinasikan pemodelan asli Wilcox model (1988) untuk menggunakan near wall treatment dan standard k-ϵ model.

- **RSM :**
  Merupakan model turbulensi yang paling teliti pada fluent. Model RSM mendekati persamaan Navier-Stokes (Reynoldss-averaged) dengan menyelesaikan persamaan transport untuk tegangan reynoldss bersama-sama dengan persamaan laju dissipasi. Model ini menggunakan 5 persamaan transport, lebih banyak dibanding model turbulensi yang lain. Model RSM menghitung efek dari kurva streamline, pusaran (swirl), putaran, dan perubahan tiba-tiba pada aliran dengan lebih teliti daripada model turbulensi yang lain, sehingga dapat memberikan prediksi yang lebih akurat untuk aliran yang lebih kompleks.

Halaman ini sengaja dikosongkan

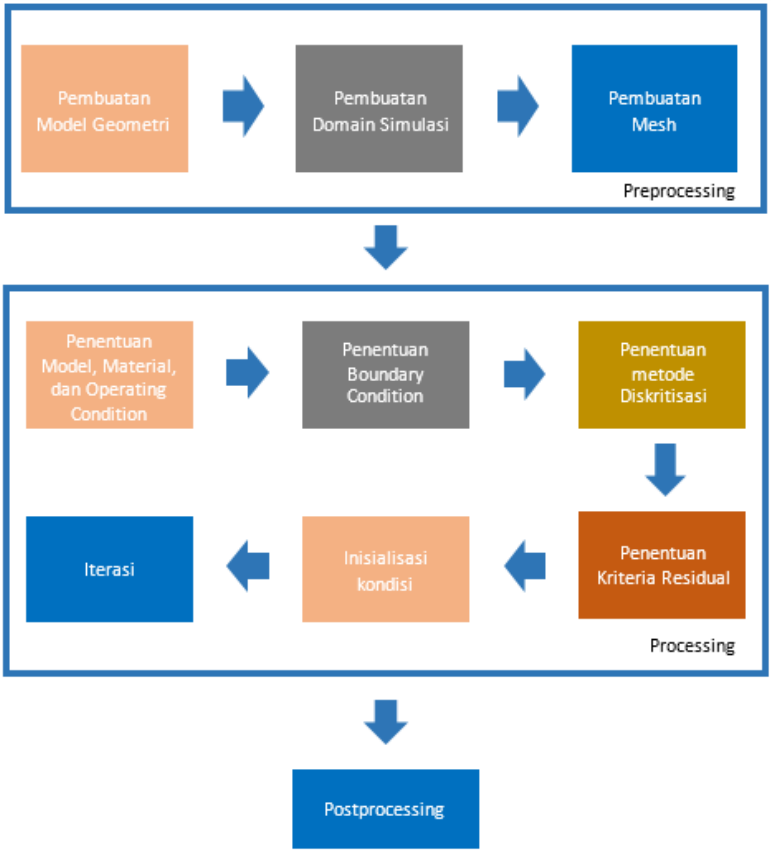
BAB 3
METODOLOGI ESTIMASI PARAMETER

Dikarenanakan keterbatasan alat ukur dan tuntutan visualisasi yang detail mengenai koefisien aerodinamika roket hydra70 APKWS, maka penelitian ini menggunakan metode numerik dengan software CFD. Penelitian ini akan mengangkat estimasi parameter aerodinamika aliran tiga dimensi roket Hydra-70 dengan tambahan APKWS. Variasi *angle of attack*, *angle of sideslip*, dan *deflection angle* digunakan sebagai parameter pengujian. Penelitian akan dilaksanakan pada *Computational Fluid Dynamic* (CFD). Parameter untuk ketiga simulasi disamakan. Pada metode numerik ini ada tiga tahapan utama yang harus dilakukan, antara lain: preprocessing, solving atau processing dan postprocessing. [12]

Eksperimen dilakukan agar diperoleh informasi mengenai parameter aerodinamika roket Hydra-70 APKWS. Penelitian dilakukan dengan memberikan variasi pada *angle of attack, angle of sideslip*, dan *deflection angle*. Data yang didapatkan dari metode eksperimen ini adalah C_{FX}, C_{FY}, C_{FZ}, C_{MX}, C_{MY}, dan C_{MZ}. Hasil data dari eksperimen ini akan dijadikan sebagai parameter model matematika pengendalian dan pemanduan roket Hydra-70 APKWS. Eksperimen dilakukan dengan komputer Intel Core i3-6100U, 2.3 GHz, dengan RAM sebesar 12 GB.

3.1 Proses Simulasi CFD

Simulasi CFD dilakukan sesuai dengan diagram alir yang ditunjukan pada Gambar 3.1. Dimana proses dimulai dengan tahap preprocessing, dilanjutkan ke tahap processing, dan melalui tahap postprocessing. Ketiga tahapan tersebut dijelaskan lebih lanjut pada subbab berikutnya.



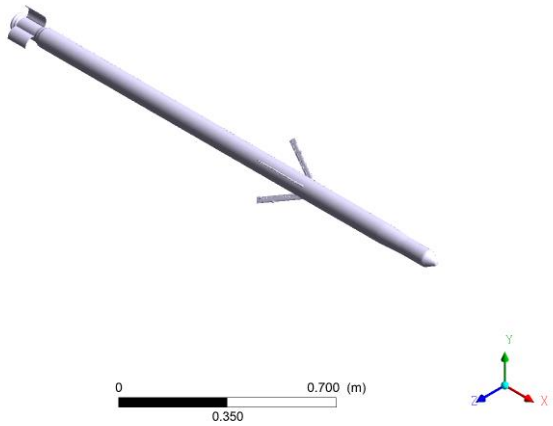
Gambar 3.1 Diagram alir simulasi CFD

3.2 Preprocessing

Preprocessing merupakan langkah pertama dalam membangun dan menganalisa sebuah model komputasi (CFD). Tahapan ini meliputi beberapa sub-tahapan antara lain: pembuatan geometri, penentuan domain simulasi, pembuatan *meshing* dan penentuan parameter-parameter yang digunakan.

3.2.1 Geometri Benda Uji

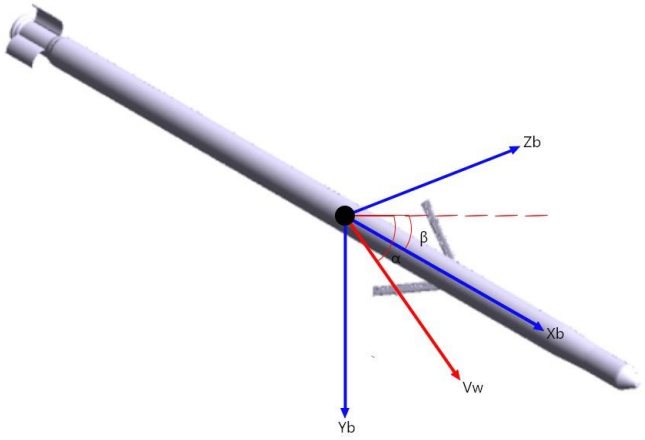
Model roket HYDRA 70 APKWS diterangkan pada Gambar 3.2. Dengan panjang $l = 1{,}816\, m$, diameter $d = 0{,}07\, m$, dan luas permukaan $A = 0{,}853\, m^2$.



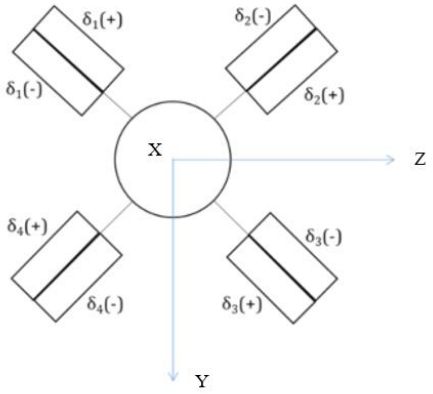
Gambar 3.2 Geometri Hydra 70 APKWS

3.2.2 Konfigurasi Pengujian

Penelitian ini menggunakan model uji roket HYDRA70 APKWS dengan variasi *angle of attack*, *angle of sideslip*, dan *deflection angle* sebagai parameter eksperimen. *Angle of attack* (α) memiliki variasi diantara: 0^o,10^o, -10^o, dan 20^o. *Angle of sideslip* (β) memiliki variasi diantara: 0^o,10^o, dan -10^o. Konfigurasi pengujian dapat dilihat pada Tabel 3.1.



Gambar 3.3 Konfigurasi sudut α dan β



Gambar 3.4 Definisi sudut defleksi (δ)

Tabel 3.1 Konfigurasi α, β, dan δ eksperimen

Var	$\boldsymbol{\delta 1}$	$\boldsymbol{\delta 2}$	$\boldsymbol{\delta 3}$	$\boldsymbol{\delta 4}$	Keterangan	$\boldsymbol{\alpha}$	$\boldsymbol{\beta}$
1	0	0	0	0	Mewakili kondisi awal	0	0
2						0	-10
3						0	10
4						10	0
5						10	-10
6						10	10
7						20	0
8						20	-10
9						20	10
10	10	10	10	10	Mewakili $\boldsymbol{\delta_a = 10}$	-10	0
11						0	0
12						10	0
13						20	0
14	5	5	5	5	Mewakili $\boldsymbol{\delta_a = 5}$	-10	0
15						0	0
16						10	0
17						20	0
18	-5	-5	-5	-5	Mewakili $\boldsymbol{\delta_a = -5}$	-10	0
19						0	0
20						10	0
21						20	0
22	-10	-10	-10	-10	Mewakili $\boldsymbol{\delta_a = -10}$	-10	0
23						0	0
24						10	0
25						20	0
26	-10	10	10	-10	Mewakili $\boldsymbol{\delta_e = 10}$	-10	0
27						0	0
28						10	0
29						20	0
30	-5	5	5	-5	Mewakili $\boldsymbol{\delta_e = 5}$	-10	0
31						0	0
32						10	0
33						20	0

Var	$\delta 1$	$\delta 2$	$\delta 3$	$\delta 4$	Keterangan	α	β
34	5	-5	-5	5	Mewakili $\boldsymbol{\delta_e = -5}$	-10	0
35						0	0
36						10	0
37						20	0
38	10	-10	-10	10	Mewakili $\boldsymbol{\delta_e = -10}$	-10	0
39						0	0
40						10	0
41						20	0
42	10	10	-10	-10	Mewakili $\boldsymbol{\delta_r = 10}$	-10	0
43						0	0
44						10	0
45						20	0
46	5	5	-5	-5	Mewakili $\boldsymbol{\delta_r = 5}$	-10	0
47						0	0
48						10	0
49						20	0
50	-5	-5	5	5	Mewakili $\boldsymbol{\delta_r = -5}$	-10	0
51						0	0
52						10	0
53						20	0
54	-10	-10	10	10	Mewakili $\boldsymbol{\delta_r = -10}$	-10	0
55						0	0
56						10	0
57						20	0

dimana,

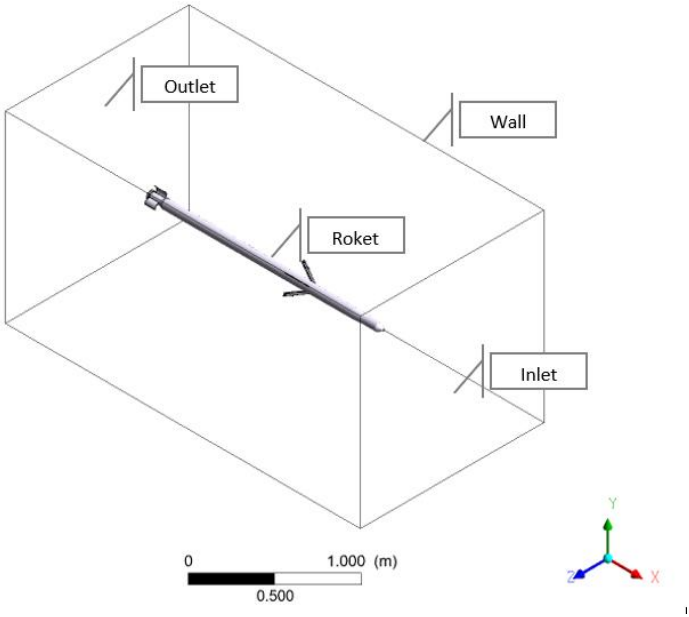
δ_a : defleksi aileron

δ_e : defleksi elevator

δ_r : defleksi rudder

3.2.3 Domain Simulasi

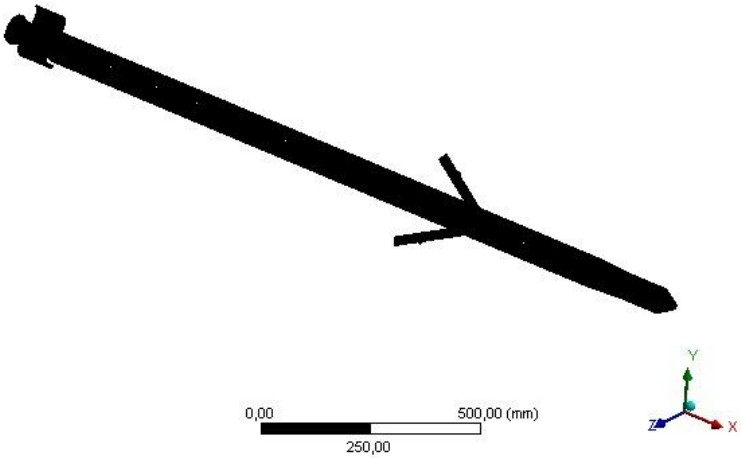
Domain simulasi yang digunakan pada penelitian ini ditunjukan pada Gambar 3.5.



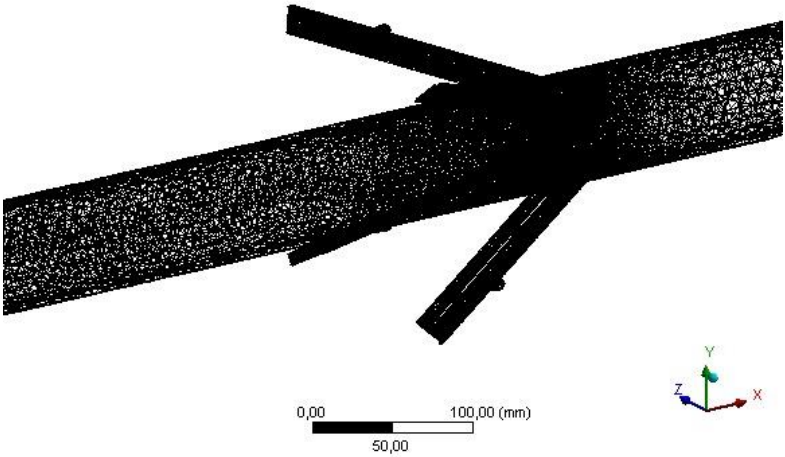
Gambar 3.5 Domain simulasi Hydra 70 APKWS tampak 3D

3.2.4 Meshing

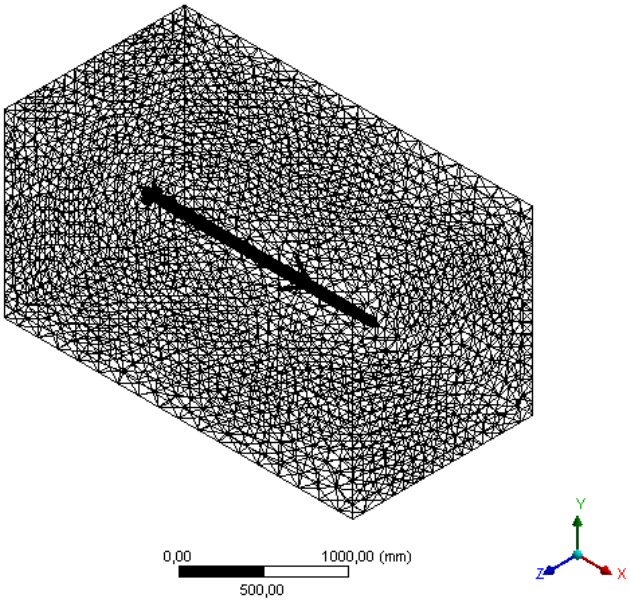
Bidang atau volume yang diisi oleh fluida dibagi menjadi sel-sel kecil (*meshing*) sehingga *boundary condition* dan beberapa parameter yang diperlukan dapat diaplikasikan ke dalam elemen-elemen kecil tersebut. Pada pemodelan 3D bentuk *mesh* yang digunakan adalah tetrahedral pada bagian daerah uji model. *Grid meshing* untuk Hydra 70 APKWS ditunjukan pada Gambar 3.6 hingga Gambar 3.9.



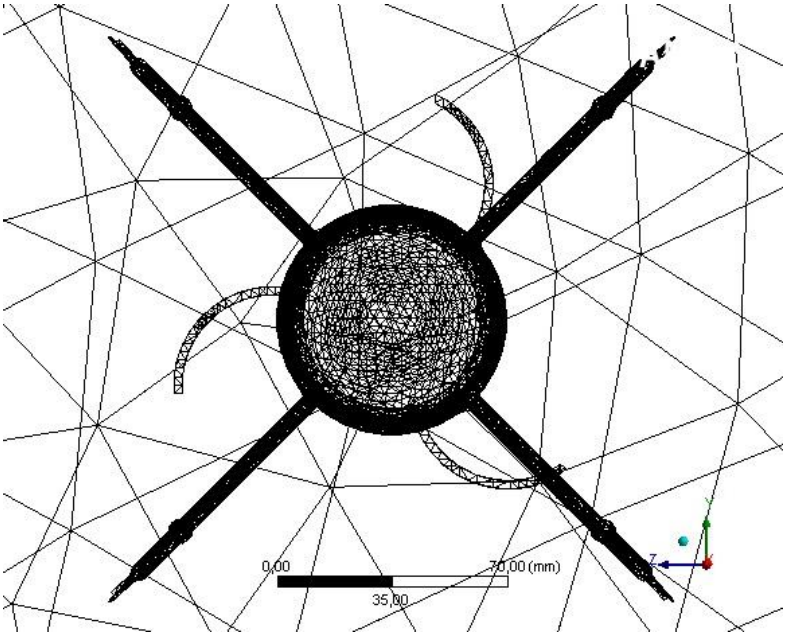
Gambar 3.6 Hasil proses mesh pada roket Hydra 70 APKWS



Gambar 3.7 Hasil proses mesh pada bagian APKWS



Gambar 3.8 Hasil proses mesh pada seluruh domain simulasi roket Hydra 70APKWS



Gambar 3.9 Hasil proses mesh pada roket Hydra 70 APKWS tampak depan

3.3 *Processing* (Fluent)

Hasil meshing dari domain simulasi dimasukkan ke *software* Fluent untuk dilakukan *processing*. Langkah-langkah dalam *processing* adalah sebagai berikut :

A. Models

Models merupakan pemilihan model aliran (karakteristik aliran), Pemilihan jenis formula penyelesaian (*solver*), pemilihan model turbulensi yang digunakan, dan pemilihan konstanta yang digunakan. Model turbulensi yang digunakan pada penelitian ini adalah k – ε standard

B. Materials

Materials merupakan pemilihan jenis material yang akan digunakan dan memasukkan data – data properties material. Pemodelan ini

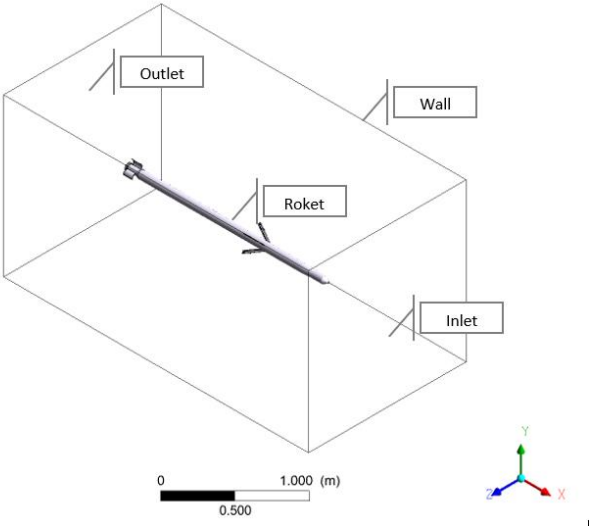
menggunakan udara sebagai fluida kerja dengan $densitas\ (\rho) = 1{,}17\ kg/m^3$, $viskositas\ (\mu) = 1{,}86\ x\ 10^{-5}\ N.s/m^2$

C. Operating Condition

Operating condition merupakan kondisi daerah operasi dan lingkungan di sekitar benda uji. Pada penelitian kali ini tekanan pada daerah operasi adalah $0{,}01208981\ atm\ atau\ 1{,}225\ Pascal$.

D. Boundary Condition

Boundary condition merupakan penentuan parameter serta batasan pada aliran yang melewati benda uji pada *inlet* sampai *outlet*. Pada daerah *inlet* menggunakan *boundary condition velocity inlet* dengan nilai kecepatan sebesar $514{,}5\ m/s$ sebagai kecepatan roket yang bergerak dengan kecepatan $1{,}5\ mach$. *Boundary condition* pada sisi *outlet* menggunakan *outflow*, bagian dinding dan roket didefinisikan sebagai *wall*. Konfigurasi *bouncary condition* dapat dilihat pada Gambar 3.10.



Gambar 3.10 Boundary condition Hydra 70 APKWS

E. Solution

Penelitian ini akan menggunakan deskritisasi *second order* untuk *pressure*, *second order upwind* untuk momentum, *first order upwind turbulence kinetic energy* dan *turbulence dissipation rate*.

F. Initialize

Tahap ini berfungsi untuk menentukan perhitungan awal serta memudahkan mendapatkan hasil yang konvergen pada tahap iterasi. *Initialize* dihitung dari *inlet. Initialize* pada *inlet* didefinisikan sebagai *velocity inlet* sebesar $514{,}5\ m/s$.

G. Monitor Residual

Pada tahap ini berfungsi sebagai penyelesaian dari masalah yang merupakan proses iterasi hingga mencapai harga kriteria konvergensi yang diinginkan. Kriteria konvergensi yang digunakan dalam penelitain ini sebesar 10^{-3}, artinya proses iterasi dinyatakan konvergen setelah nilai residualnya kurang dari atau sama dengan 10^{-3}.

H. Iterate

Pada langkah ini merupakan perhitungan dari Fluent. Perhitungan dinyatakan konvergen bila kurang atau sama dengan 10^{-3}. Perhitungan dimulai dari inlet dengan menghitung karakter dari partikel fluida yang mengalir. Karakter dari fluida didefinisikan melalui ekspansi gaya yang dijelaskan pada (2.27) dan (2.28). Saat fluida menghantam benda uji fenomena boundary layer akan diperhitungkan dan jika fluida mencapai karakter turbulen, maka akan dihitung dengan model turbulensi k-ε. Pergerakan fluida dari grid ke grid selanjutnya dihitung dengan ekspansi deret taylor. Setelah seluruh partikel fluida mencapai outlet, dihitung rata-rata dan momen pada permukaan benda uji dan didapatkan nilai parameter gaya dan momen bila kriteria konvergensi sudah dicapai.

Gambar 3.11 Diagram alir proses iterasi

I. Grid Independency

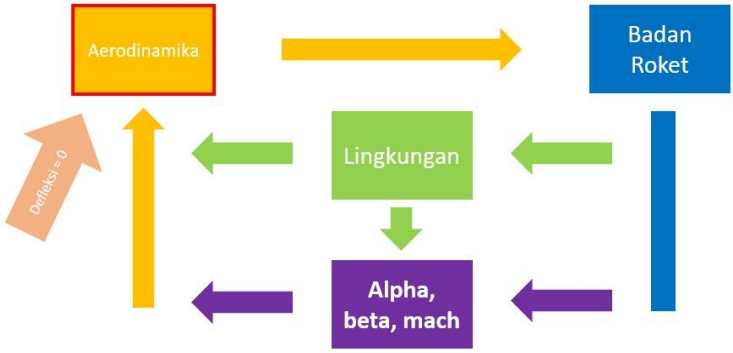
Grid independency dilakukan untuk mendapat hasil data yang tidak dipengaruhi oleh jumlah *grid*, sehingga data yang diperoleh lebih akurat. Dari langkah ini akan didapatkan jumlah grid yang relatif lebih baik sehingga data numerik dapat dibandingkan dengan data eksperimen.

3.4 Postprocessing

Setelah melakukan *running* langkah selanjutnya adalah *post processing* atau penampilan hasil data kualitatif dan kuantitatif. Data kuantitatif yang diperoleh berupa distribusi koefisien gaya pada sumbu x (C_{FX}), koefisien gaya pada sumbu y (C_{FY}), koefisien gaya pada sumbu z (C_{FZ}), koefisien momen pada sumbu x (C_{MX}), koefisien momen pada sumbu y (C_{MY}), dan koefisien momen pada sumbu z (C_{MZ}) untuk berbagai variasi *angle of attack, angle of sideslip,* dan *deflection angel.* Koefisien gaya pada sumbu x (C_{FX}), koefisien gaya pada sumbu y (C_{FY}), koefisien gaya pada sumbu z (C_{FZ}), koefisien momen pada sumbu x (C_{MX}), koefisien momen pada sumbu y (C_{MY}), dan koefisien momen pada sumbu z (C_{MZ}) didapatkan dari ekstraksi gaya pada sumbu x (F_X), gaya pada sumbu y (F_Y), gaya pada sumbu z (F_Z), momen pada sumbu x (M_X), momen pada sumbu y (M_Y), dan momen pada sumbu z (M_Z) pada roket Hydra 70 APKWS yang kemudian dihitung secara manual. Sedangkan data kualitatif yang diperoleh berupa visualisasi aliran yaitu menampilkan *grid display*, *contour plot*, dan *pressure profile* dari *hydra 700 APKWS.*

3.5 Model Roket Untuk Validasi Kualitatif

Model roket untuk validasi kualitatif merupakan model roket Hydra 70 APKWS dengan menggunakan defleksi sirip 0 derajat dengan tanpa sistem pengendalian dan pemanduan. Model roket dapat dilihat pada Gambar 3.12.



Gambar 3.12 Blok diagram model roket

Blok diagram model roket mengandung subsistem dan dijelaskan seperti dibawah ini:

Pada blok aerodinamika, persamaan yang diperoleh dari penelitian ini akan digunakan untuk menghitung keluaran nilai gaya dan momen roket yang akan diumpankan pada blok bada roket. Blok aerodinamika membutuhkan input dari blok fungsional lingkungan dan blok fungsional alpha, beta, dan mach. Dari blok lingkungan, memberikan input gaya gravitasi pada blok aerodinamika. Dari blok alpha, beta, mach memberikan input berupa tekanan dinamis roket, kecepatan rotasi dan translasi pada masing-masing sumbu, alpha, dan beta.

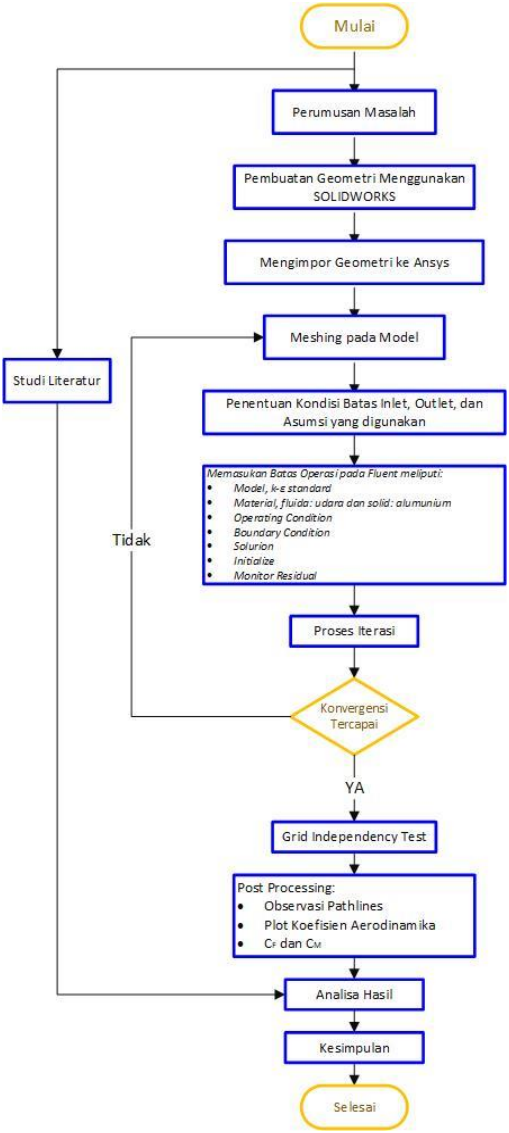
Pada blok alpha, beta, dan mach membutuhkan input dari blok lingkungan dan blok badan roket berupa masa jenis udara dan kecepatan suara. dan dari blok badan roket memberikan data kecepatan rotasi dan translasi roket.

Pada blok lingkungan mendapatkan input dari blok bada roket berupa jarak euler dan direction cosine matric (DCM) untuk menghitung gaya gravitasi, masa jenis udara, dan kecepatan suara.

Pada blok bada roket merupakan blok 6 derajat euler yang memberikan output pada blok lingkungan dan alpha, beta, dan mach seperti dijelaskan sebelumnya. Blok ini membutuhkan input gaya dan momen roket yang didapatkan dari blok aerodinamika.

3.6 Flowchart Penelitian

Runtutan proses yang digunakan pada penelitian ini dapat digambarkan dalam bentuk diagram alir pada sebagai berikut :



Gambar 3.13 Flowchart Penelitian

Halaman ini sengaja dikosongkan

BAB 4
HASIL DAN ANALISA CFD

4.1 Validasi Numerik

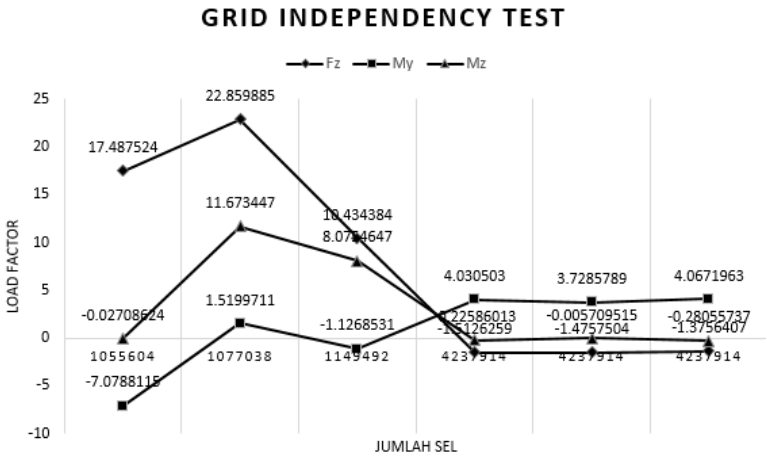
Validasi numerik bertujuan untuk meyakinkan bahwa simulasi sudah dilakukan sesuai dengan prosedur reduksi error dalam perhitungan numerik. Sehingga, walaupun penelitian tidak divalidasi dengan hasil eksperimen, akan didapatkan hasil yang akurat. Dalam penelitian ini, digunakan 3 kriteria validasi numerik : *grid independency test*, *residual convergence criteria*, dan konsistensi nilai.

4.1.1 Grid Independency Test

Dalam studi CFD yang menggunakan perangkat lunak komersial ini diperlukan keakuratan data baik pada langkah *postprocessing* maupun *preprocessing*nya. 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.

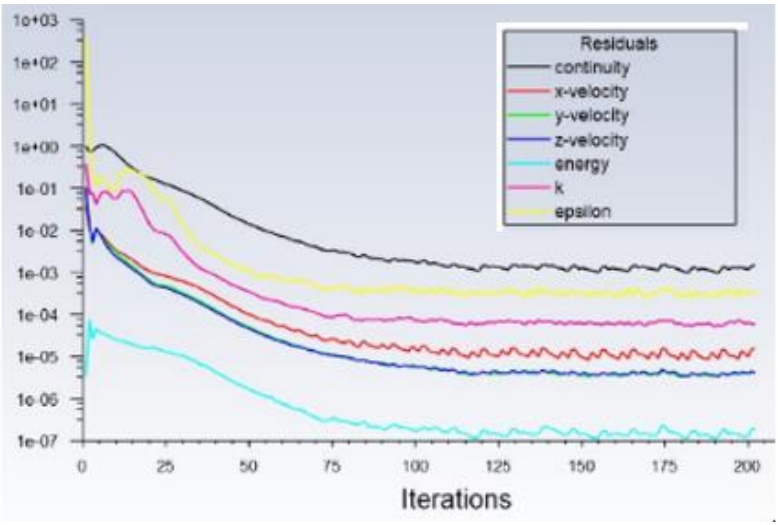
Gambar 4.1 menunjukkan bahwa nilai F_Z, M_Y, dan M_Z cenderung konstan saat domain komputasi di atas empat juta sel (dengan menggunakan luas sel sebesar $6\ m^2$). Dengan mempertimbangkan waktu kalkulasi, konsistensi hasil, dan resolusi visualisasi yang baik, maka jumlah sel yang dipilih untuk simulasi penelitian ini adalah 4 juta sel dengan menggunakan luas sel sebesar $6\ m^2$.



Gambar 4.1 Grafik jumlah sel terhadap hasil estimasi

4.1.2 Residual Convergence Criteria

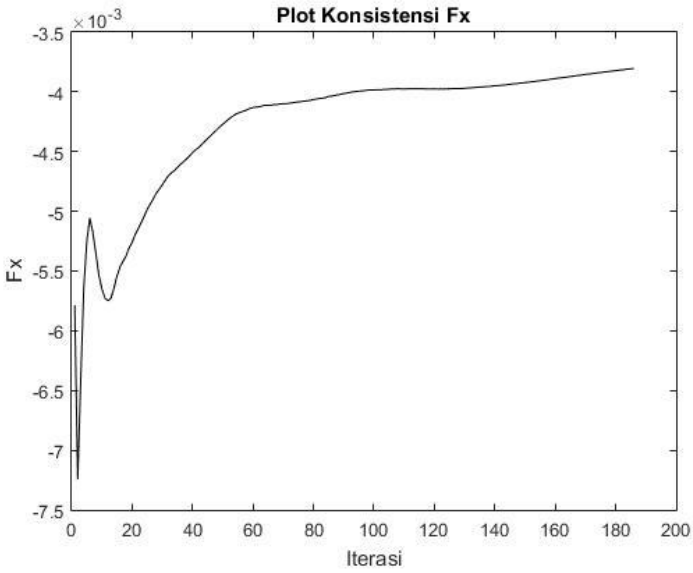
Residual convergence criteria merupakan salah satu validasi numerik untuk menunjukkan bahwa nilai residual sudah berada dibawah kriteria yang ditentukan. Dalam peneilitian ini, digunakan keriteria residual sebesar 10^{-3} menunjukkan bahwa residual seluruh persamaan konservasi sudah dibawah kriteria. Hasil residu dalam penelitian dapat dilihat pada Gambar 4.2.



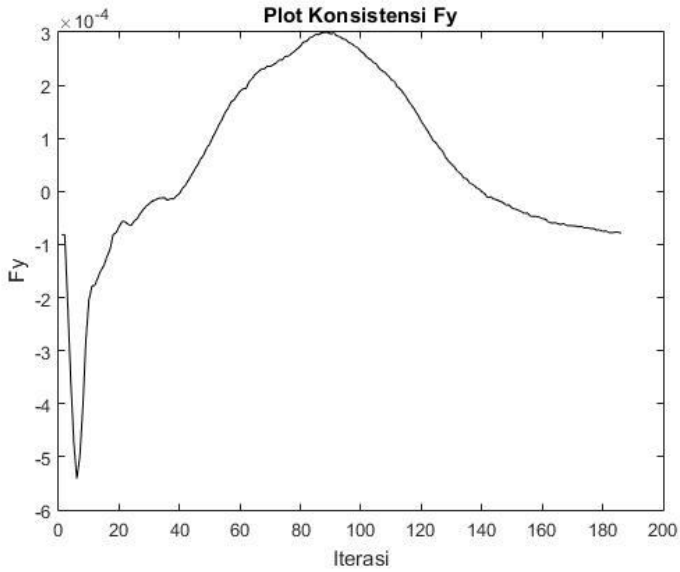
Gambar 4.2 Grafik residual CFD

4.1.3 Konsistensi Nilai

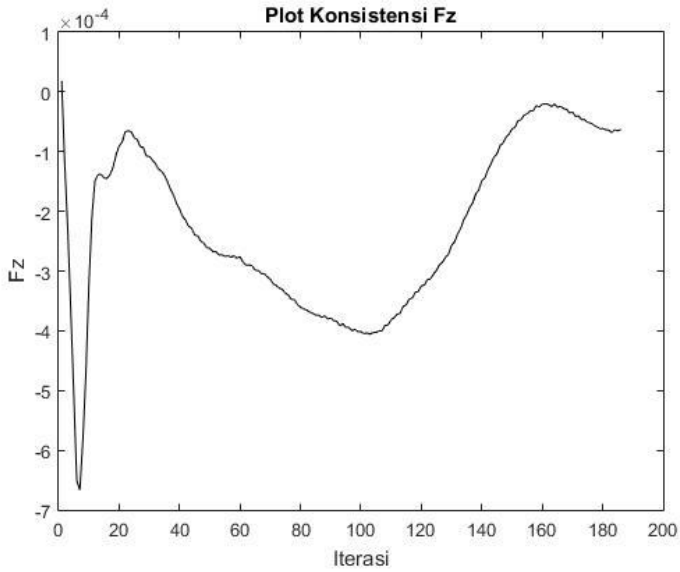
Seiring dengan berjalannya proses iterasi, variabel simulasi akan menuju ke satu nilai konvergen. Gambar 4.3 hingga Gambar 4.8 menunjukkan bahwa nilai gaya dan momen sudah konsisten pada satu nilai yang konvergen di bawah nilai kriteria konvergensi yang telah ditetapkan.



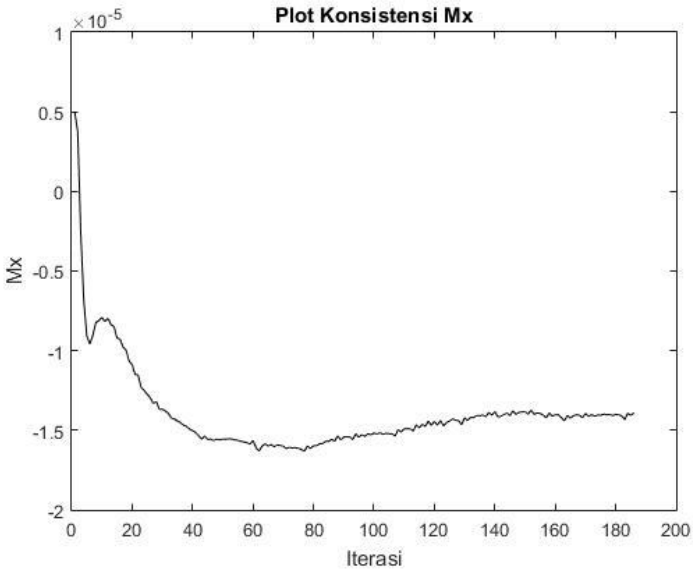
Gambar 4.3 Grafik iterasi terhadap $\boldsymbol{F_X}$



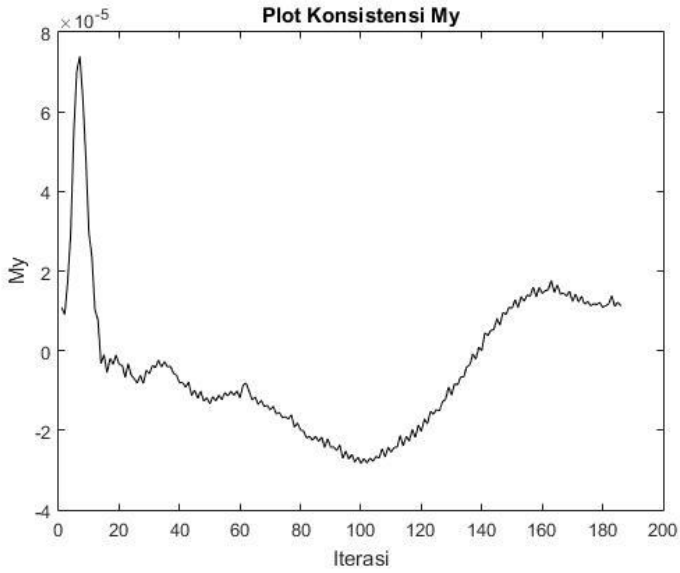
Gambar 4.4 Grafik iterasi terhadap $\boldsymbol{F_Y}$



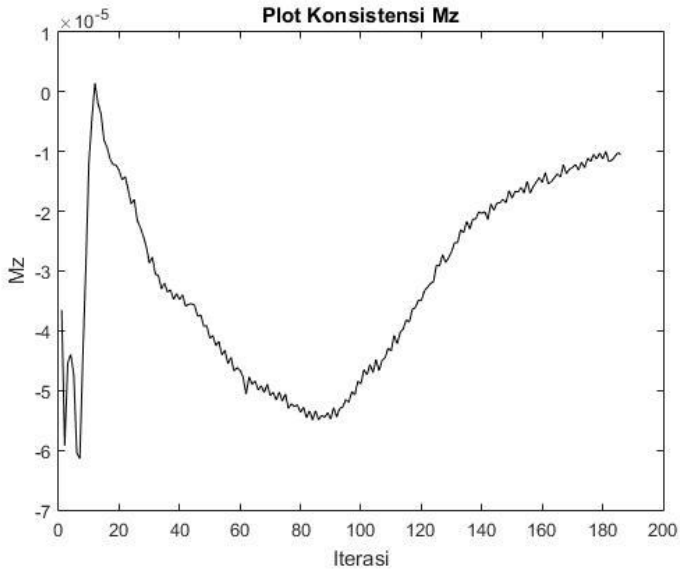
Gambar 4.5 Grafik iterasi terhadap $\boldsymbol{F_Z}$



Gambar 4.6 Grafik iterasi terhadap $\boldsymbol{M_X}$



Gambar 4.7 Grafik iterasi terhadap $\boldsymbol{M_Y}$



Gambar 4.8 Grafik iterasi terhadap $\boldsymbol{M_Z}$

4.2 Hasil CFD

4.2.1 Hasil Kuantitatif

Hasil kuantitatif dari numerik CFD didapatkan dari gaya pada sumbu x, gaya pada sumbu y, gaya pada sumbu z, momen pada sumbu x, momen pada sumbu y, dan momen pada sumbu z. Nilai tersebut merupakan nilai konvergen yang didapatkan dari iterasi numerik CFD. Simulasi dilakukan pada variasi *angle of attack*, *angle of sideslip*, dan *deflection angle* tertentu untuk mewakili defleksi *aileron*, delfeksi elevator, dan defleksi *rudder*. Data hasil numerik CFD dapat dilihat pada Tabel 4.1.

Tabel 4.1 Hasil CFD Hydra 70 APKWS

Var	δ_1	δ_2	δ_3	δ_4	Dho	α	β	F_X	F_Y	F_Z	M_X	M_Y	M_Z
2						0	10	-719.39133	-73.4716	1273.736	-0.86424	-20.0077	-827.391
3						0	-10	-719.79317	14.69834	-1285.35	-3.91417	19.49182	841.3333
4						10	0	-713.58095	-1294.4	-27.6185	-6.78423	-835.458	-8.15995
5						10	10	-944.5159	-1230.32	1286.675	-4.42128	-826.022	-817.709
6						10	-10	-927.29574	-1143.17	-1315.19	0.15301	-799.474	832.92
7						20	0	-1381.5238	152.5706	-2710.52	3.161797	25.38517	-1612.18
8						20	10	-1632.3843	-2463.07	1719.093	-126.8	-1496.82	-1085.23
9						20	-10	-1599.7686	-2383.45	-1511.1	102.4134	-1592.91	1104.958
10	10	10	10	10	$\delta_a = 10$	-10	0	-740.22318	1308.835	283.7385	21.06845	-101.166	888.6163
11						0	0	-559.02388	-0.26541	5.141384	2.962187	2.142052	2.816585
12						10	0	-743.85159	-1319.85	-269.63	21.54103	101.5705	-893.634
13						20	0	-1409.6251	-2651.3	-328.176	75.29022	205.0316	-1636.23

Var	δ_1	δ_2	δ_3	δ_4	Dho	α	β	F_X	F_Y	F_Z	M_X	M_Y	M_Z
14	5	5	5	5	$\delta_a = 5$	-10	0	-730.73441	1279.257	160.9493	8.134534	-66.6176	847.8969
15						0	0	-526.12401	-10.8672	-8.66671	-3.49475	2.813702	-2.64954
16						10	0	-710.82652	-1300.66	-160.185	9.104433	59.65144	-847.677
17						20	0	-1399.9096	-2609.52	-19.4486	39.27804	117.4162	-1605.34
18	-5	-5	-5	-5	$\delta_a = -5$	-10	0	-722.05048	1247.64	-167.564	-18.0582	50.55948	826.2987
19						0	0	-524.38736	-8.44802	-19.539	-8.78911	-26.3138	-0.15823
20						10	0	-881.17116	-1063	414.65	-44.7781	-310.638	-616.289
21						20	0	-1395.3795	-2593.77	456.8162	-61.5649	-137.489	-1588.49
22	-10	-10	-10	-10	$\delta_a = -10$	-10	0	-739.80348	1276.249	-247.988	-35.2631	127.2731	849.0265
23						0	0	-529.9	-15,879	-17,974	-13,846	-91,433	-10,278
24						10	0	-1415.2191	-2611.24	604.6163	-71.6454	-147.627	-1574.45
25						20	0	-731.32629	-1302.23	251.6654	-30.3079	-104.73	-844.705

Var	δ_1	δ_2	δ_3	δ_4	Dho	α	β	F_X	F_Y	F_Z	M_X	M_Y	M_Z
26	-10	10	10	-10	$\delta_e = 10$	-10	0	-750.97545	1420.128	-51.7006	-8.3831	15.68692	996.5763
27						0	0	-537.73618	121.3678	-0.49555	-5.29754	-13.4659	129.6384
28						10	0	-713.93167	-1193.49	-57.3846	-0.28405	26.89513	-704.471
29						20	0	-1373.7593	-2522.47	276.5293	-17.1731	-25.8239	-1447.56
30	-5	5	5	-5	$\delta_e = 5$	-10	0	-738.28635	1350.441	-1.65241	-2.68535	-17.937	910.1625
31						0	0	-525.02442	53.52525	18.65473	-6.13808	-17.7331	64.66481
32						10	0	-708.33455	-1235.04	-60.5305	-2.15277	25.64552	-776.868
33						20	0	-1371.573	-2533.11	251.0014	-11.0447	-10.8131	-1515.15
34	5	-5	-5	5	$\delta_e = -5$	-10	0	-722.91527	1186.267	-27.7715	-7.74372	7.328831	770.6876
35						0	0	-566.67092	-15.6881	-37.3482	-7.69738	-2.25967	-75.2765
36						10	0	-757.16524	-1312.81	-4.96552	-6.89868	-14.6329	-916.891
37						20	0	-1387.3657	-2636.18	6.743894	9.701485	44.78604	-1681.55

Var	δ_1	δ_2	δ_3	δ_4	Dho	α	β	F_X	F_Y	F_Z	M_X	M_Y	M_Z
38	10	-10	-10	10	$\delta_e = -10$	-10	0	-725.70319	1165.746	-28.307	-6.95267	-0.54449	725.9359
39						0	0	-584.67294	-50.4177	-35.1985	-7.21703	-12.8416	-153.887
40						10	0	-733.64361	-1427.29	-0.06672	-4.32266	-3.98659	-985.049
41						20	0	-1439.7522	-2861.95	50.09126	2.205403	18.81006	-1770.46
42	10	10	-10	-10	$\delta_Y = 10$	-10	0	-768.98719	1283.32	-132.394	-26.0473	125.0201	847.025
43						0	0	-590.62726	8.956198	-164.662	-7.23736	113.277	9.555078
44						10	0	-726.71398	-1251.78	-110.904	15.52814	131.4282	-882.954
45						20	0	-1361.323	-2642.09	-240.693	59.24665	190.4745	-1650.63
46	5	5	-5	-5	$\delta_Y = 5$	-10	0	-726.44636	1275.613	-49.18	-15.1353	60.90567	845.7832
47						0	0	-558.92549	31.46594	-12.2045	-6.10503	64.93149	24.59006
48						10	0	-740.83609	-1264.37	-65.1343	4.902399	68.73798	-862.299
49						20	0	-1338.5896	-2492.52	-86.8634	19.30284	83.87054	-1650.91

Var	δ_1	δ_2	δ_3	δ_4	Dho	α	β	F_X	F_Y	F_Z	M_X	M_Y	M_Z
50	-5	-5	5	5	$\delta_Y = -5$	-10	0	-714.32516	1250.182	79.52216	3.997632	-57.6583	855.5468
51						0	0	-547.96613	-21.5779	60.87034	7.45592	-52.053	-18.7916
52						10	0	-755.44966	-1279.47	57.12074	-12.2649	-44.7487	-825.76
53						20	0	-1387.332	-2543.49	37.47334	-7.38635	-15.1027	-1622.55
54	-10	-10	10	10	$\delta_Y = -10$	-10	0	-743.90928	1249.137	119.7911	14.70655	-119.025	868.8501
55						0	0	-610.10431	-54.214	2.485159	-7.68645	-141.531	-9.80441
56						10	0	-745.96896	-1268.28	128.2086	-24.9015	-123.813	-852.246
57						20	0	-1377.9664	-2531.65	118.9701	-36.0179	-103.151	-1624.97

Hasil dari numerik CFD merupakan nilai gaya pada sumbu x, gaya pada sumbu y, gaya pada sumbu z, momen pada sumbu x, momen pada sumbu y, dan momen pada sumbu z. Data tersebut dihitung dengan menggunakan (2.5) dan **Error! Reference source not found.** untuk mendapatkan nilai koefisien aerodinamika. Hasil perhitungan dapat dilihat pada Tabel 4.2.

Tabel 4.2 Hasil perhitungan koefisien aerodinamika

Var	δ_1	δ_2	δ_3	δ_4	Dho	α	β	C_{FX}	C_{FY}	C_{FZ}	C_{MX}	C_{MY}	C_{MZ}
1	0	0	0	0	0	0	0	-0.0034294	1.8E-05	-1.1E-05	-2.86E-05	1.6E-05	-8.99E-07
2						0	10	-0.005200	-0.00053	0.009207	-3.44E-06	-8E-05	-0.003293
3						0	-10	-0.005203	0.00011	-0.00929	-1.56E-05	7.8E-05	0.003349
4						10	0	-0.005158	-0.00936	-0.0002	-2.7E-05	-0.0033	-3.25E-05
5						10	10	-0.006827	-0.00889	0.009301	-1.76E-05	-0.0033	-0.003255
6						10	-10	-0.006703	-0.00826	-0.00951	6.09E-07	-0.0032	0.003315
7						20	0	-0.009986	0.0011	-0.01959	1.26E-05	0.0001	-0.006417
8						20	10	-0.011799	-0.0178	0.012427	-0.000505	-0.006	-0.00432
9						20	-10	-0.011564	-0.01723	-0.01092	0.000408	-0.0063	0.004398
10	10	10	10	10	$\delta_a = 10$	-10	0	-0.005350	0.00946	0.002051	8.39E-05	-0.0004	0.003537
11						0	0	-0.004040	-1.9E-06	3.72E-05	1.18E-05	8.5E-06	1.12E-05
12						10	0	-0.005377	-0.00954	-0.00195	8.57E-05	0.0004	-0.003557
13						20	0	-0.010189	-0.01917	-0.00237	0.0003	0.00082	-0.006513

Var	δ_1	δ_2	δ_3	δ_4	Dho	α	β	C_{FX}	C_{FY}	C_{FZ}	C_{MX}	C_{MY}	C_{MZ}
14	5	5	5	5	$\delta_a = 5$	-10	0	-0.005282	0.00925	0.001163	3.24E-05	-0.0003	0.003375
15						0	0	-0.003803	-7.9E-05	-6.3E-05	-1.39E-05	1.1E-05	-1.05E-05
16						10	0	-0.005138	-0.0094	-0.00116	3.62E-05	0.00024	-0.003374
17						20	0	-0.010119	-0.01886	-0.00014	0.000156	0.00047	-0.00639
18	-5	-5	-5	-5	$\delta_a = -5$	-10	0	-0.005219	0.00902	-0.00121	-7.19E-05	0.0002	0.003289
19						0	0	-0.003791	-6.1E-05	-0.00014	-3.5E-05	-0.0001	-6.3E-07
20						10	0	-0.006369	-0.00768	-0.00297	-0.000178	-0.0012	-0.002453
21						20	0	-0.010086	-0.01875	-0.00330	-0.000245	-0.0005	-0.006323
22	-10	-10	-10	-10	$\delta_a = -10$	-10	0	-0.005347	0.00923	-0.00179	-0.00014	0.00051	0.00338
23						0	0	-0.003830	-0.11478	-0.12993	-0.055114	-0.3639	-0.040911
24						10	0	-0.010223	-0.01888	-0.00437	-0.000285	-0.0006	-0.006267
25						20	0	-0.005286	-0.00941	-0.00181	-0.000121	-0.0004	-0.003362

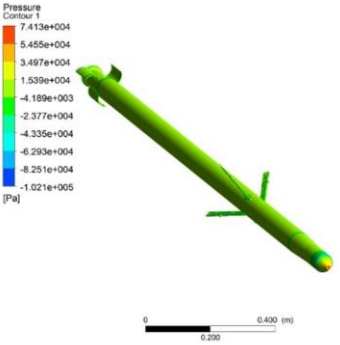
Var	δ_1	δ_2	δ_3	δ_4	Dho	α	β	C_{FX}	C_{FY}	C_{FZ}	C_{MX}	C_{MY}	C_{MZ}
26	-10	10	10	-10	$\delta_e = 10$	-10	0	-0.005428	0.01027	-0.00037	-3.34E-05	6.2E-05	0.003967
27						0	0	-0.003887	0.00088	-3.6E-06	-2.11E-05	-5E-05	0.000516
28						10	0	-0.005160	-0.00863	-0.00041	-1.13E-06	0.00011	-0.002804
29						20	0	-0.009930	-0.01823	0.001999	-6.84E-05	-0.0001	-0.005762
30	-5	5	5	-5	$\delta_e = 5$	-10	0	-0.005336	0.00976	-1.2E-05	-1.07E-05	-7E-05	0.003623
31						0	0	-0.003795	0.00039	0.000135	-2.44E-05	-7E-05	0.000257
32						10	0	-0.005120	-0.00893	-0.00044	-8.57E-06	0.0001	-0.003092
33						20	0	-0.009914	-0.01831	0.001814	-4.4E-05	-4E-05	-0.006031
34	5	-5	-5	5	$\delta_e = -5$	-10	0	-0.005225	0.00858	-0.0002	-3.08E-05	2.9E-05	0.003068
35						0	0	-0.004096	-0.00011	-0.00027	-3.06E-05	-9E-06	-0.0003
36						10	0	-0.005473	-0.00949	-3.6E-05	-2.75E-05	-6E-05	-0.003665
37						20	0	-0.010028	-0.01906	4.87E-05	3.86E-05	0.00018	-0.006693

Var	δ_1	δ_2	δ_3	δ_4	Dho	α	β	C_{FX}	C_{FY}	C_{FZ}	C_{MX}	C_{MY}	C_{MZ}
38	10	-10	-10	10	$\delta_e = -10$	-10	0	-0.005245	0.00843	-0.0002	-2.77E-05	-2E-06	0.00289
39						0	0	-0.004226	-0.00036	-0.00025	-2.87E-05	-5E-05	-0.00613
40						10	0	-0.005303	-0.01032	-4.8E-07	-1.72E-05	-2E-05	-0.00392
41						20	0	-0.010407	-0.02069	0.000362	8.78E-06	7.5E-05	-0.00707
42	10	10	-10	-10	$\delta_r = 10$	-10	0	-0.005587	0.00928	-0.00096	-0.000104	0.0005	0.003372
43						0	0	-0.004694	6.5E-05	-0.00119	-2.88E-05	0.00045	3.8E-05
44						10	0	-0.005531	-0.00905	-0.0008	6.18E-05	0.00052	-0.003515
45						20	0	-0.009840	-0.0191	-0.00174	0.000236	0.00076	-0.00657
46	5	5	-5	-5	$\delta_r = 5$	-10	0	-0.005512	0.00922	-0.00036	-6.02E-05	0.00024	0.003367
47						0	0	-0.004040	0.00023	-8.8E-05	-2.43E-05	0.00026	9.79E-05
48						10	0	-0.005552	-0.00914	-0.00047	1.95E-05	0.00027	-0.003432
49						20	0	-0.009676	-0.01802	-0.00063	7.68E-05	0.00033	-0.00657

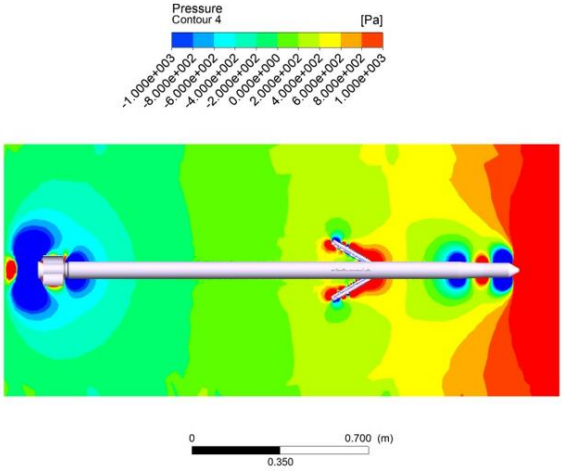
Var	δ_1	δ_2	δ_3	δ_4	Dho	α	β	C_{FX}	C_{FY}	C_{FZ}	C_{MX}	C_{MY}	C_{MZ}
50	-5	-5	5	5	$\delta_r = -5$	-10	0	-0.005163	0.00904	0.000575	1.59E-05	-0.0002	0.003405
51						0	0	-0.003961	-0.00016	0.00044	-2.97E-05	-0.0002	-7.48E-05
52						10	0	-0.005608	-0.00925	0.000413	-4.88E-05	-0.0002	-0.003287
53						20	0	-0.010028	-0.01839	0.000271	-2.94E-05	-6E-05	-0.006459
54	-10	-10	10	10	$\delta_r = -10$	-10	0	-0.005377	0.00903	0.000866	5.85E-05	-0.0005	0.003458
55						0	0	-0.004410	-0.00039	1.8E-05	-3.06E-05	-0.0006	-3.9E-05
56						10	0	-0.005392	-0.00917	0.000927	-9.91E-05	-0.0005	-0.003392
57						20	0	-0.009960	-0.0183	0.00086	-0.000143	-0.0004	-0.006468

4.2.2 Hasil Kualitatif

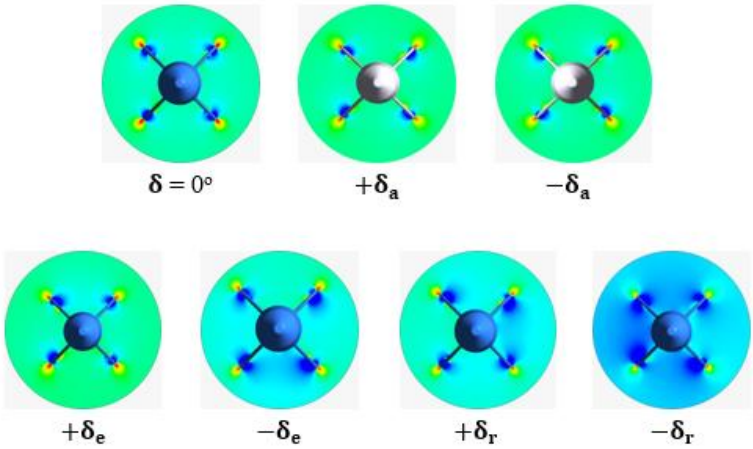
Hasil kualitatif menampilkan kontur tekanan pada berbagai sudut pandang model roket. Hasil ditampilkan pada gambar di bawah ini.



Gambar 4.9 Kontur tekanan pada badan roket



Gambar 4.10 Kontur tekanan pada domain simulasi



Gambar 4.11 Tampak depan tekanan pada sirip APKWS

4.3 Hasil Model Matematika

Data setelah didapatkan akan dilakukan proses *curve fitting* dengan menggunakan metode linier. Berdasarkan (2.15) hingga (2.20) 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.

4.3.1 Persamaan C_{FX}

Persamaan C_{FX} didasarkan pada (2.15) dan dibuat regresi linier seperti persamaan di bawah. Nilai C_{FX} dimasukan sesuai dengan hasil estimasi Tabel 4.2. nilai P_{FX} dimasukan sesuai dengan Matriks 1 $\boldsymbol{P_{FX}}$.

$$C_{FX} = P_{FX}\begin{bmatrix} \boldsymbol{C_{FX,\alpha}} \\ \boldsymbol{C_{FX,\beta}} \\ \boldsymbol{C_{FX_{\delta_e}}} \\ \boldsymbol{C_{FX_{|\delta_a|}}} \\ \boldsymbol{C_{FX_{|\delta_r|}}} \end{bmatrix} \tag{4.1}$$

Kemudian didapatkan nilai $C_{FX,\alpha}$, $C_{FX,\beta}$, $C_{FX_{\delta_e}}$, $C_{FX_{|\delta_a|}}$, dan $C_{FX_{|\delta_r|}}$ seperti pada (4.2) Dan didapatkan persamaan C_{FX} seperti pada (4.3).

$$\begin{bmatrix} \boldsymbol{C_{FX,\alpha}} \\ \boldsymbol{C_{FX,\beta}} \\ \boldsymbol{C_{FX_{\delta_e}}} \\ \boldsymbol{C_{FX_{|\delta_a|}}} \\ \boldsymbol{C_{FX_{|\delta_r|}}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{-0,041} \\ \boldsymbol{4,8333e-05} \\ \boldsymbol{1,1660e-04} \\ \boldsymbol{1,8563e-04} \\ \boldsymbol{1,3433e-04} \end{bmatrix} \tag{4.2}$$

$$\begin{aligned} \boldsymbol{C_{FX}} = \boldsymbol{-0,041(\alpha) + 4,8333e-05(\beta) + 1,1660e} \\ \boldsymbol{-04(\alpha)\delta_e + 1,8563e-04(\alpha)|\delta_a|} \\ \boldsymbol{+ 1,3433e-04(\alpha)|\delta_r|} \end{aligned} \tag{4.3}$$

4.3.2 Persamaan C_{FY}

Persamaan C_{FY} didasarkan pada (2.16) dan dibuat regresi linier seperti persamaan di bawah. Nilai C_{FY} dimasukan sesuai dengan hasil estimasi Tabel 4.2. nilai P_{FY} dimasukan sesuai dengan Matriks 2 $\boldsymbol{P_{FY}}$.

$$C_{FY} = P_{FY} \begin{bmatrix} \boldsymbol{C_{FY,\alpha}} \\ \boldsymbol{C_{FY,\beta}} \\ \boldsymbol{C_{FZ_{\delta_e}}} \end{bmatrix} \tag{4.4}$$

Kemudian didapatkan nilai $C_{FY,\alpha}$, $C_{FY,\beta}$, dan $C_{FZ_{\delta_e}}$ seperti pada (4.5). Dan didapatkan persamaan C_{FY} seperti pada (4.6).

$$\begin{bmatrix} \boldsymbol{C_{FY,\alpha}} \\ \boldsymbol{C_{FY,\beta}} \\ \boldsymbol{C_{FY_{\delta_e}}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{-0.0394} \\ \boldsymbol{-1,1627e-04} \\ \boldsymbol{7,8767e-04} \end{bmatrix} \tag{4.5}$$

$$\begin{aligned} \boldsymbol{C_{FY}} = \boldsymbol{-0.0394(\alpha) - 1,1627e-04(\beta) + 7,8767e} \\ \boldsymbol{-04(\alpha)\delta_e} \end{aligned} \tag{4.6}$$

4.3.3 Persamaan C_{FZ}

Persamaan C_{FZ} didasarkan pada (2.17) dan dibuat regresi linier seperti persamaan di bawah. Nilai C_{FZ} dimasukan sesuai dengan hasil estimasi Tabel 4.2. nilai P_{FZ} dimasukan sesuai dengan Matriks 3 $\boldsymbol{P_{FZ}}$.

$$C_{FZ} = P_{FZ} \begin{bmatrix} \boldsymbol{C_{FZ,\beta}} \\ \boldsymbol{C_{FZ_{\delta_a}}} \\ \boldsymbol{C_{FZ_{\delta_r}}} \end{bmatrix} \tag{4.7}$$

Kemudian didapatkan nilai $C_{FZ,\beta}$, $C_{FZ_{\delta_a}}$, dan $C_{FZ_{\delta_r}}$ seperti pada (4.8). Dan didapatkan persamaan C_{FZ} seperti pada (4.9).

$$\begin{bmatrix} \boldsymbol{C_{FZ,\beta}} \\ \boldsymbol{C_{FZ_{\delta_a}}} \\ \boldsymbol{C_{FZ_{\delta_r}}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{-0,0938} \\ \boldsymbol{3,55e-04} \\ \boldsymbol{-2,2395e-04} \end{bmatrix} \tag{4.8}$$

$$\boldsymbol{C_{FZ} = -0,0938(\beta) + 3,55e-04(\alpha)\delta_a - 2,2395e-04(\alpha)\delta_r} \tag{4.9}$$

4.3.4 Persamaan C_{MX}

Persamaan C_{MX} didasarkan pada (2.18) dan dibuat regresi linier seperti persamaan di bawah. Nilai C_{MX} dimasukan sesuai dengan hasil estimasi Tabel 4.2. nilai P_{MX} dimasukan sesuai dengan Matriks 4 $\boldsymbol{P_{MX}}$.

$$C_{MX} = P_{MX} \begin{bmatrix} \boldsymbol{C_{MX_{\beta}}} \\ \boldsymbol{C_{MX_{\delta_a}}} \\ \boldsymbol{C_{MX_{\delta_r}}} \end{bmatrix} \tag{4.10}$$

Kemudian didapatkan nilai $C_{FZ,\beta}$, $C_{FZ_{\delta_a}}$, dan $C_{FZ_{\delta_r}}$ seperti pada (4.11). Dan didapatkan persamaan C_{FZ} seperti pada (4.12).

$$\begin{bmatrix} \boldsymbol{C_{MX_{\beta}}} \\ \boldsymbol{C_{MX_{\delta_a}}} \\ \boldsymbol{C_{MX_{\delta_r}}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{-2,55e-04} \\ \boldsymbol{-8,9333e-06} \\ \boldsymbol{2,7627e-06} \end{bmatrix} \tag{4.11}$$

$$\boldsymbol{C_{MX} = -2,55e-04(\beta) - 8,9333e-06(\alpha)\delta_a + 2,7627e-06(\alpha)\delta_r} \tag{4.12}$$

4.3.5 Persamaan C_{MY}

Persamaan C_{MY} didasarkan pada (2.19) dan dibuat regresi linier seperti persamaan di bawah. Nilai C_{MY} dimasukan sesuai dengan hasil estimasi Tabel 4.2. nilai P_{MY} dimasukan sesuai dengan Matriks 5 $\boldsymbol{P_{MY}}$.

$$C_{MY} = P_{MY} \begin{bmatrix} \boldsymbol{C_{MY,\alpha}} \\ \boldsymbol{C_{MY,\beta}} \\ \boldsymbol{C_{MY_{\delta_a}}} \\ \boldsymbol{C_{MY_{\delta_r}}} \end{bmatrix} \tag{4.13}$$

Kemudian didapatkan nilai $C_{MY,\alpha}$, $C_{MY,\beta}$, $C_{MY_{\delta_a}}$, dan $C_{MY_{\delta_r}}$ seperti pada (4.14). Dan didapatkan persamaan C_{MY} seperti pada (4.15).

$$\begin{bmatrix} \boldsymbol{C_{MY,\alpha}} \\ \boldsymbol{C_{MY,\beta}} \\ \boldsymbol{C_{MY_{\delta_a}}} \\ \boldsymbol{C_{MY_{\delta_r}}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{-0,0055} \\ \boldsymbol{-9,1667e-05} \\ \boldsymbol{-6,2227e-05} \\ \boldsymbol{-2,056e-05} \end{bmatrix} \tag{4.14}$$

$$\boldsymbol{C_{MX} = -0,0055(\alpha) - 9,1667e-05(\beta) - 6,2227e - 05(\alpha)\delta_a - 2,056e-05(\alpha)\delta_r} \tag{4.15}$$

4.3.6 Persamaan C_{MZ}

Persamaan C_{MZ} didasarkan pada (2.20) dan dibuat regresi linier seperti persamaan di bawah. Nilai C_{MZ} dimasukan sesuai dengan hasil estimasi Tabel 4.2. nilai P_{MZ} dimasukan sesuai dengan Matriks 6 $\boldsymbol{P_{MZ}}$.

$$C_{MZ} = P_{MZ} \begin{bmatrix} \boldsymbol{C_{MZ,\alpha}} \\ \boldsymbol{C_{MZ,\beta}} \\ \boldsymbol{C_{MZ_{\delta_e}}} \\ \boldsymbol{C_{FZ_{|\delta_a|}}} \end{bmatrix} \tag{4.16}$$

Kemudian didapatkan nilai $C_{MY,\alpha}$, $C_{MY,\beta}$, $C_{MY_{\delta_a}}$, dan $C_{MY_{\delta_r}}$ seperti pada (4.17). Dan didapatkan persamaan C_{MY} seperti pada (4.18).

$$\begin{bmatrix} \boldsymbol{C_{MZ,\alpha}} \\ \boldsymbol{C_{MZ,\beta}} \\ \boldsymbol{C_{MZ_{\delta_e}}} \\ \boldsymbol{C_{FZ_{|\delta_a|}}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{8,2906e-05} \\ \boldsymbol{0,0048} \\ \boldsymbol{3,6617e-06} \\ \boldsymbol{7,1021e-06} \end{bmatrix} \tag{4.17}$$

$$\boldsymbol{C_{MX} = 8,2906e-05(\alpha) + 0,0048(\beta) + 3,6617e - 06(\alpha)\delta_e + 7,1021e-06(\alpha)|\delta_a|} \tag{4.18}$$

4.3.7 Model Matematika Keseluruhan

Setelah didapatkan semua persamaan aerodinamika, maka persaamaan tersebut dimasukan ke model matematika roket pada (2.1) sampai (2.9) untuk membentuk model matematika roket. Model matematika keseluruhan dapat dilihat pada persamaan di bawah.

$$a_x = \frac{du}{dt} = \frac{T - mg\sin\theta + PS\begin{pmatrix} -0,041(\alpha) + 4,8333e-05(\beta) + \cdots \\ 1,1660e-04(\alpha)\delta_e + \cdots \\ 1,8563e-04(\alpha)|\delta_a| + \cdots \\ 1,3433e-04(\alpha)|\delta_r| \end{pmatrix}}{m} + rv - qw \quad (4.19)$$

$$a_y = \frac{dv}{dt} = \frac{mg\sin\phi\cos\theta + PS\begin{pmatrix} -0.0394(\alpha) - 1,1627e-04(\beta) + \cdots \\ 7,8767e-04(\alpha)\delta_e \end{pmatrix}}{m} + nw - ru \quad (4.20)$$

$$a_z = \frac{dw}{dt} = \frac{mg\cos\phi\cos\theta + PS\begin{pmatrix} -0,0938(\beta) + 3,55e-04(\alpha)\delta_a - \cdots \\ 2,2395e-04(\alpha)\delta_r \end{pmatrix}}{m} + qu - nv \quad (4.21)$$

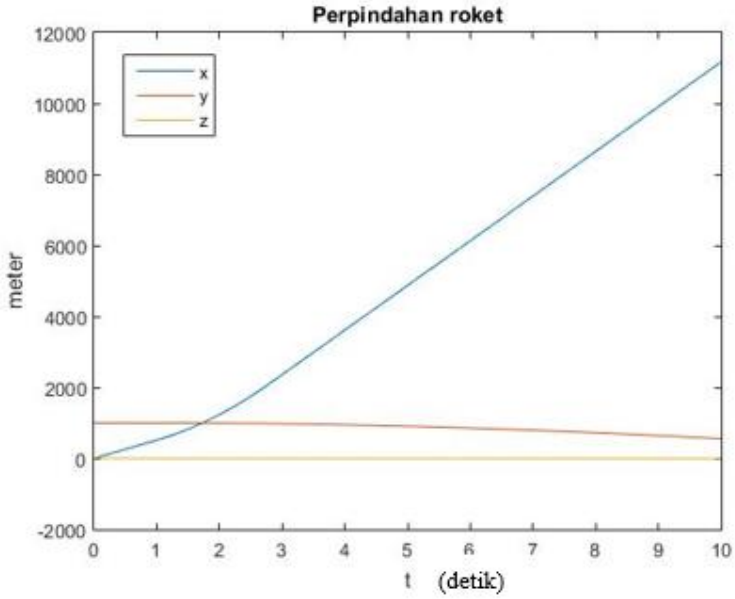
$$\frac{dp}{dt} = \frac{PSd\begin{pmatrix} -2,55e-04(\beta) - 8,9333e-06(\alpha)\delta_a + \cdots \\ 2,7627e-06(\alpha)\delta_r \end{pmatrix}}{\frac{1}{8}md^2} \quad (4.22)$$

$$\frac{dq}{dt} = \frac{PSd\begin{pmatrix} -0,0055(\alpha) - 9,1667e-05(\beta) - \cdots \\ 6,2227e-05(\alpha)\delta_a - 2,056e-05(\alpha)\delta_r \end{pmatrix} + \cdots \left(\frac{1}{12}ml^2 - \frac{1}{16}md^2\right)nr}{\frac{1}{12}ml^2 + \frac{1}{16}md^2} \quad (4.23)$$

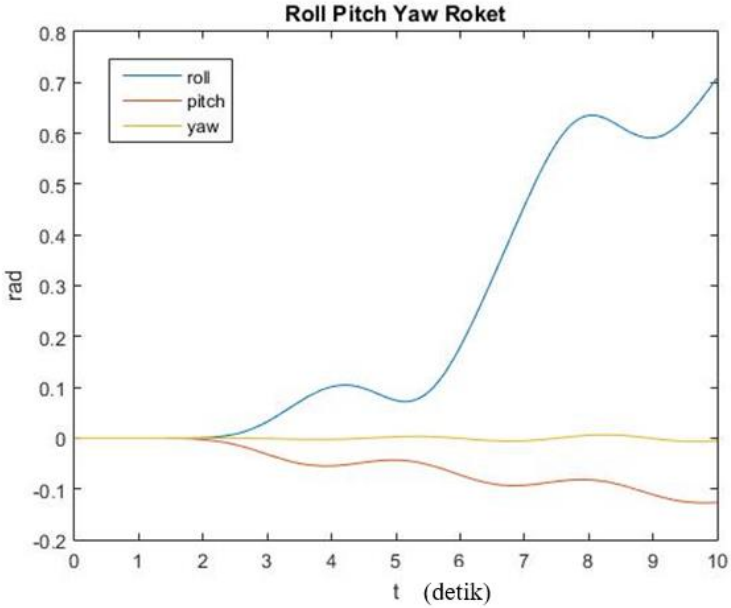
$$\frac{dr}{dt} = \frac{PSd\begin{pmatrix} 8,2906e-05(\alpha)+0,0048(\beta)+ \\ 3,6617e-06(\alpha)\delta_e+7,1021e-06(\alpha)|\delta_a| \end{pmatrix}+\ldots \left(\frac{1}{12}ml^2-\frac{1}{16}md^2\right)nq}{\frac{1}{12}ml^2+\frac{1}{16}md^2} \quad (4.24)$$

4.4 Validasi Kualitatif

Validasi kualitatif 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 dummy roket. Model diluncurkan pada ketinggian 1 km. *Boost* 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 di bawah.

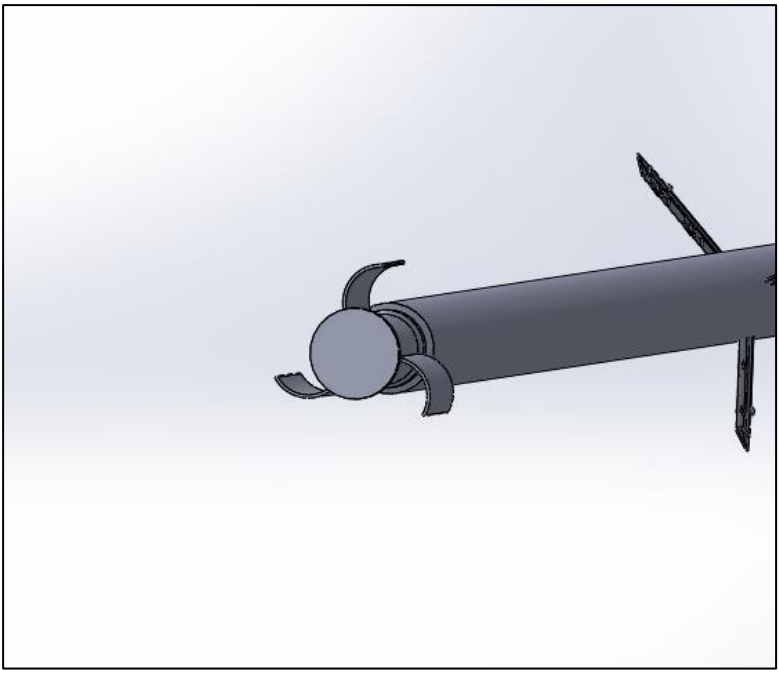


Gambar 4.12 Plot x, y, dan z terhadap waktu



Gambar 4.13 Plot roll, pitch, dan yaw terhadap waktu

Estimasi parameter yang dihasilkan menunjukan bahwa model roket melakukan *roll* hingga roket mengenai tanah. Hal ini disebabkan bentuk sirip ekor roket yang berbentuk seperti pada Gambar 4.14. Nilai pitch terus turun seiring dengan model roket *dummy* yang jatuh ke tanah akibat gaya gravitasi. Nilai *Yaw steady* di nol menandakan model roket tidak melakukan gerakan yaw.



Gambar 4.14 Sirip ekor model roket

BAB 5
KESIMPULAN DAN SARAN

5.1 Kesimpulan

Hasil model matematika yang didapatkan dengan penambahan hasil estimasi parameter aerodinamika pada model roket Hydra 70 APKWS dengan variasi pada *angle of attack*, *angle of sideslip*, dan *deflection angle* memberikan karakteristik gerak roket yang sesuai yang divalidasi dengan melalui tahap validasi sebagai berikut:

1. Validasi numerik memberikan kesimpulan bahwa data hasil estimasi parameter aerodinamika dapat digunakan karena ketiga metode validasi menyatakan demikian.
   a. *Grid Independency Test* memberikan hasil bahwa konfigurasi *meshing*/*grid generating* menggunakan nilai luas sel optimal ($6\ mm^2$).
   b. *Residual Convergence Criteria* menggunakan kriteria residu sebesar 10^{-3}.
   c. Pengujian konsistensi nilai didapatkan hasil iterasi CFD yang konsisten. Hal ini menunjukan bahwa nilai yang didapatkan sudah konvergen.
2. Validasi kualitatif menghasilkan kesimpulan bahwa hasil estimasi parameter yang didapatkan realistis dengan model roket Hydra 70 APKWS tanpa gangguan (kondisi ideal) dan tanpa pengaturan dan pemanduan dengan karakteristik roket selalu melakukan *rolli* dansudut *pitch* yang tidak menukik tajam.

5.2 Saran

Beberapa saran yang dapat diberikan setelah melakukan penelitian dan diharapkan berguna untuk penelitian selanjutnya adalah sebagai berikut :

1. Pada penelitian ini membatasi masalah pada kecepatan saat roket meluncur dan mengenai target dianggap sama ($1{,}5\ mach$) dan menghasilkan koefisien aerodinamika statis. Untuk mendapatkan koefisien aerodinamika dinamis perlu dilakukan estimasi pada variasi kecepatan roket.

2. Melakukan percobaan hasil data estimasi koefisien aerodinamika pada model roket Hydra 70 APKWS dengan sistem pengaturan dan pemanduan defleksi sirip.

DAFTAR PUSTAKA

[1] Kundu, Pijush and Cohen, Ira, Fluid Mechanics, 3rd edition, 2004.

[2] Bei-gang Mi, Hao Zhan, and Bai-bing Chen, New Systematic CFD Methods to Calculate Static and Single Dynamic Stability Derivative of Aircraft, Hindawi Matemathical Problem Engineering, 2017.

[3] David A. Frostbutter, Brian E. McGrath, and Robert P. Rogér, Application of Computational Fluid Dynamics, JOHNS HOPKINS APL TECHNICAL DIGEST, 2001.

[4] Shoesmith, Benjamin and Birch, Trevor and Mifsud, Michael and Meunier, Mikael and Shaw, Scott, CFD Analysis of a Supersonic Projectile with Deflectable Nose Control, Researchgate, 2006.

[5] Sahu, Jubaraj; Silton, Sidra; Heavey, Karen R, High-Fidelity CFD Modeling of Maneuvering Projectile Aerodynamics, U.S. Army Research Laboratory, 2003.

[6] Zulkifli, H; M. Nur Qomarudin; Rusdhianto EAK; Abdullah Alkaff; Mochammad Sahal, Missile Dynamic Model, Laboratorium Teknik Sistem dan Sibernetika. ITS, 2018.

[7] A. Ghuri, "Aliran Fluida Internal dan Eksternal," Universitas Udayana. Jurusan Teknik Mesin, Bali, 2015.

[8] W. Nugroho, SIMULASI NUMERIK KARAKTERISTIK ALIRAN 3 DIMENSI DI SEKITAR SINGLE-ELEMENT AIRFOIL UNTUK SPOILER DEPAN MOBIL FORMULA SAE DENGAN VARIASI REYNOLDS NUMBER, Surabaya: Teknik Mesin ITS, 2015.

[9] E. Bruce Jackson and Christopher I.Cruz, "Preliminary subsonic aerodynamic model for simulation of HL-20," Langley Research Center, Hampton, Virginia, 1992.

[10] P. H. Zipfel, "Modeling and Simulation of Aerospace Vehicle Dynamics," AIAA Education Series, Virginia, 2007.

[11] H. R. Hopkin, A Scheme of Notation and Nomenclature for Aircraft Dynamics and Associated Aerodynamics, Farnborough: Royal Aircraft Establishment, 1966.

[12] G. M. Ali, "ICEM 102 Understanding the Tutorial," 2013.

[13] U. Azmi, "STUDI EKSPERIMEN DAN NUMERIK PENGARUH PENAMBAHAN VORTEX GENERATOR PADA AIRFOIL NASA LS-0417," Teknik Mesin. ITS, Surabaya, 2017.

[14] A. W. E. S., "STUDI EKSPERIMEN DAN NUMERIK PENGARUH SLAT CLEARANCE SERTA SLAT ANGLE UNTUK MENGELIMINASI STALL PADA AIRFOIL," Teknik Mesin ITS, Surabaya, 2016.

[15] I. Calimanescu, " A Spinning Tail Missile CFD Aerodynamic Study," 2010.

[16] A, Da Ronch; D, Vallespin; M, Ghoreyshi; and K, J, Badcock, "Computation of Dynamic Derivatives Using CFD," Departement of Engineering. University of LIverpool, Liverpool.

[17] Bonner, E. Clever, W. and Dunn, K. , "Aerodynamic Preliminary Analysis System II," Part I Theory NASA CR-182076, 1991.

[18] E. &. A. H. Oktay, "CFD Predictions of Dynamic Derivatives for Missiles," 10.25146.2002-276, 2002.

[19] M. Park, "Determination of Static and Dynamic Stability and Control Derivatives with Computational Fluid Dynamics and Automatic Differentiation," 2000.

[20] G. a. D. P. Sova, "Aerodynamic Preliminary Analysis System II Part II--User's Manual NASA CR-182077," 1991.

[21] S. Zaharia, "CFD SIMULATION AND FEA ANALYSIS OF A BALLISTIC MISSILE. JOURNAL OF INDUSTRIAL DESIGN AND ENGINEERING GRAPHICS," 2016.

[22] Al-Kayiem, Hussain; Hussein, Ahmed; Jalil, Jalal; Hussain, Salam, "Numerical computation of 3-dimensional supersonic flow field over seamless missiles," *Indian Journal of Science and Technology*, Vols. 7:1563-157, 2014.

[23] Maple, C. G., and Synge, J. L., Aerodynamic Symmetry of Projectiles, vol. 6, Quarterly Applied Mathematics, 1949, pp. 315-366.

Halaman ini sengaja dikosongkan

LAMPIRAN

Tabel 0.1 Hasil CFD Hydra 70 APKWS

Var	δ_1	δ_2	δ_3	δ_4	Dho	α	β	F_X	F_Y	F_Z	M_X	M_Y	M_Z
2						0	10	-719.39133	-73.4716	1273.736	-0.86424	-20.0077	-827.391
3						0	-10	-719.79317	14.69834	-1285.35	-3.91417	19.49182	841.3333
4						10	0	-713.58095	-1294.4	-27.6185	-6.78423	-835.458	-8.15995
5						10	10	-944.5159	-1230.32	1286.675	-4.42128	-826.022	-817.709
6						10	-10	-927.29574	-1143.17	-1315.19	0.15301	-799.474	832.92
7						20	0	-1381.5238	152.5706	-2710.52	3.161797	25.38517	-1612.18
8						20	10	-1632.3843	-2463.07	1719.093	-126.8	-1496.82	-1085.23
9						20	-10	-1599.7686	-2383.45	-1511.1	102.4134	-1592.91	1104.958
10	10	10	10	10	$\delta_a = 10$	-10	0	-740.22318	1308.835	283.7385	21.06845	-101.166	888.6163
11						0	0	-559.02388	-0.26541	5.141384	2.962187	2.142052	2.816585
12						10	0	-743.85159	-1319.85	-269.63	21.54103	101.5705	-893.634
13						20	0	-1409.6251	-2651.3	-328.176	75.29022	205.0316	-1636.23

Var	δ_1	δ_2	δ_3	δ_4	Dho	α	β	F_X	F_Y	F_Z	M_X	M_Y	M_Z
14	5	5	5	5	$\delta_a = 5$	-10	0	-730.73441	1279.257	160.9493	8.134534	-66.6176	847.8969
15						0	0	-526.12401	-10.8672	-8.66671	-3.49475	2.813702	-2.64954
16						10	0	-710.82652	-1300.66	-160.185	9.104433	59.65144	-847.677
17						20	0	-1399.9096	-2609.52	-19.4486	39.27804	117.4162	-1605.34
18	-5	-5	-5	-5	$\delta_a = -5$	-10	0	-722.05048	1247.64	-167.564	-18.0582	50.55948	826.2987
19						0	0	-524.38736	-8.44802	-19.539	-8.78911	-26.3138	-0.15823
20						10	0	-881.17116	-1063	414.65	-44.7781	-310.638	-616.289
21						20	0	-1395.3795	-2593.77	456.8162	-61.5649	-137.489	-1588.49
22	-10	-10	-10	-10	$\delta_a = -10$	-10	0	-739.80348	1276.249	-247.988	-35.2631	127.2731	849.0265
23						0	0	-529.9	-15,879	-17,974	-13,846	-91,433	-10,278
24						10	0	-1415.2191	-2611.24	604.6163	-71.6454	-147.627	-1574.45
25						20	0	-731.32629	-1302.23	251.6654	-30.3079	-104.73	-844.705

Var	δ_1	δ_2	δ_3	δ_4	Dho	α	β	F_X	F_Y	F_Z	M_X	M_Y	M_Z
26	-10	10	10	-10	$\delta_e = 10$	-10	0	-750.97545	1420.128	-51.7006	-8.3831	15.68692	996.5763
27						0	0	-537.73618	121.3678	-0.49555	-5.29754	-13.4659	129.6384
28						10	0	-713.93167	-1193.49	-57.3846	-0.28405	26.89513	-704.471
29						20	0	-1373.7593	-2522.47	276.5293	-17.1731	-25.8239	-1447.56
30	-5	5	5	-5	$\delta_e = 5$	-10	0	-738.28635	1350.441	-1.65241	-2.68535	-17.937	910.1625
31						0	0	-525.02442	53.52525	18.65473	-6.13808	-17.7331	64.66481
32						10	0	-708.33455	-1235.04	-60.5305	-2.15277	25.64552	-776.868
33						20	0	-1371.573	-2533.11	251.0014	-11.0447	-10.8131	-1515.15
34	5	-5	-5	5	$\delta_e = -5$	-10	0	-722.91527	1186.267	-27.7715	-7.74372	7.328831	770.6876
35						0	0	-566.67092	-15.6881	-37.3482	-7.69738	-2.25967	-75.2765
36						10	0	-757.16524	-1312.81	-4.96552	-6.89868	-14.6329	-916.891
37						20	0	-1387.3657	-2636.18	6.743894	9.701485	44.78604	-1681.55

Var	δ_1	δ_2	δ_3	δ_4	Dho	α	β	F_X	F_Y	F_Z	M_X	M_Y	M_Z
38	10	-10	-10	10	$\delta_e = -10$	-10	0	-725.70319	1165.746	-28.307	-6.95267	-0.54449	725.9359
39						0	0	-584.67294	-50.4177	-35.1985	-7.21703	-12.8416	-153.887
40						10	0	-733.64361	-1427.29	-0.06672	-4.32266	-3.98659	-985.049
41						20	0	-1439.7522	-2861.95	50.09126	2.205403	18.81006	-1770.46
42	10	10	-10	-10	$\delta_Y = 10$	-10	0	-768.98719	1283.32	-132.394	-26.0473	125.0201	847.025
43						0	0	-590.62726	8.956198	-164.662	-7.23736	113.277	9.555078
44						10	0	-726.71398	-1251.78	-110.904	15.52814	131.4282	-882.954
45						20	0	-1361.323	-2642.09	-240.693	59.24665	190.4745	-1650.63
46	5	5	-5	-5	$\delta_Y = 5$	-10	0	-726.44636	1275.613	-49.18	-15.1353	60.90567	845.7832
47						0	0	-558.92549	31.46594	-12.2045	-6.10503	64.93149	24.59006
48						10	0	-740.83609	-1264.37	-65.1343	4.902399	68.73798	-862.299
49						20	0	-1338.5896	-2492.52	-86.8634	19.30284	83.87054	-1650.91

Var	δ_1	δ_2	δ_3	δ_4	Dho	α	β	F_X	F_Y	F_Z	M_X	M_Y	M_Z
50	-5	-5	5	5	$\delta_Y = -5$	-10	0	-714.32516	1250.182	79.52216	3.997632	-57.6583	855.5468
51						0	0	-547.96613	-21.5779	60.87034	7.45592	-52.053	-18.7916
52						10	0	-755.44966	-1279.47	57.12074	-12.2649	-44.7487	-825.76
53						20	0	-1387.332	-2543.49	37.47334	-7.38635	-15.1027	-1622.55
54	-10	-10	10	10	$\delta_Y = -10$	-10	0	-743.90928	1249.137	119.7911	14.70655	-119.025	868.8501
55						0	0	-610.10431	-54.214	2.485159	-7.68645	-141.531	-9.80441
56						10	0	-745.96896	-1268.28	128.2086	-24.9015	-123.813	-852.246
57						20	0	-1377.9664	-2531.65	118.9701	-36.0179	-103.151	-1624.97

Tabel 0.2 Hasil perhitungan koefisien aerodinamika

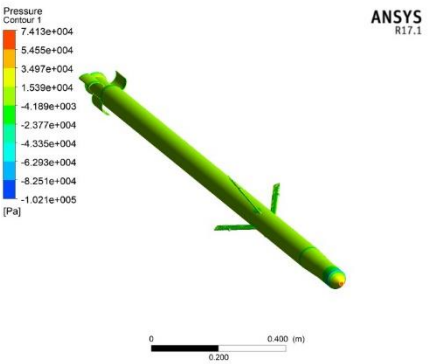
Var	δ_1	δ_2	δ_3	δ_4	Dho	α	β	C_{FX}	C_{FY}	C_{FZ}	C_{MX}	C_{MY}	C_{MZ}
1	0	0	0	0	0	0	0	-0.0034294	1.8E-05	-1.1E-05	-2.86E-05	1.6E-05	-8.99E-07
2						0	10	-0.005200	-0.00053	0.009207	-3.44E-06	-8E-05	-0.003293
3						0	-10	-0.005203	0.00011	-0.00929	-1.56E-05	7.8E-05	0.003349
4						10	0	-0.005158	-0.00936	-0.0002	-2.7E-05	-0.0033	-3.25E-05
5						10	10	-0.006827	-0.00889	0.009301	-1.76E-05	-0.0033	-0.003255
6						10	-10	-0.006703	-0.00826	-0.00951	6.09E-07	-0.0032	0.003315
7						20	0	-0.009986	0.0011	-0.01959	1.26E-05	0.0001	-0.006417
8						20	10	-0.011799	-0.0178	-0.012427	-0.000505	-0.006	-0.00432
9						20	-10	-0.011564	-0.01723	-0.01092	0.000408	-0.0063	0.004398
10	10	10	10	10	$\delta_a = 10$	-10	0	-0.005350	0.00946	0.002051	8.39E-05	-0.0004	0.003537
11						0	0	-0.004040	-1.9E-06	3.72E-05	1.18E-05	8.5E-06	1.12E-05
12						10	0	-0.005377	-0.00954	-0.00195	8.57E-05	0.0004	-0.003557
13						20	0	-0.010189	-0.01917	-0.00237	0.0003	0.00082	-0.006513

Var	δ_1	δ_2	δ_3	δ_4	Dho	α	β	C_{FX}	C_{FY}	C_{FZ}	C_{MX}	C_{MY}	C_{MZ}
14	5	5	5	5	$\delta_a = 5$	-10	0	-0.005282	0.00925	0.001163	3.24E-05	-0.0003	0.003375
15						0	0	-0.003803	-7.9E-05	-6.3E-05	-1.39E-05	1.1E-05	-1.05E-05
16						10	0	-0.005138	-0.0094	-0.00116	3.62E-05	0.00024	-0.003374
17						20	0	-0.010119	-0.01886	-0.00014	0.000156	0.00047	-0.00639
18	-5	-5	-5	-5	$\delta_a = -5$	-10	0	-0.005219	0.00902	-0.00121	-7.19E-05	0.0002	0.003289
19						0	0	-0.003791	-6.1E-05	-0.00014	-3.5E-05	-0.0001	-6.3E-07
20						10	0	-0.006369	-0.00768	-0.00297	-0.000178	-0.0012	-0.002453
21						20	0	-0.010086	-0.01875	-0.00330	-0.000245	-0.0005	-0.006323
22	-10	-10	-10	-10	$\delta_a = -10$	-10	0	-0.005347	0.00923	-0.00179	-0.00014	0.00051	0.00338
23						0	0	-0.003830	-0.11478	-0.12993	-0.055114	-0.3639	-0.040911
24						10	0	-0.010223	-0.01888	-0.00437	-0.000285	-0.0006	-0.006267
25						20	0	-0.005286	-0.00941	-0.00181	-0.000121	-0.0004	-0.003362

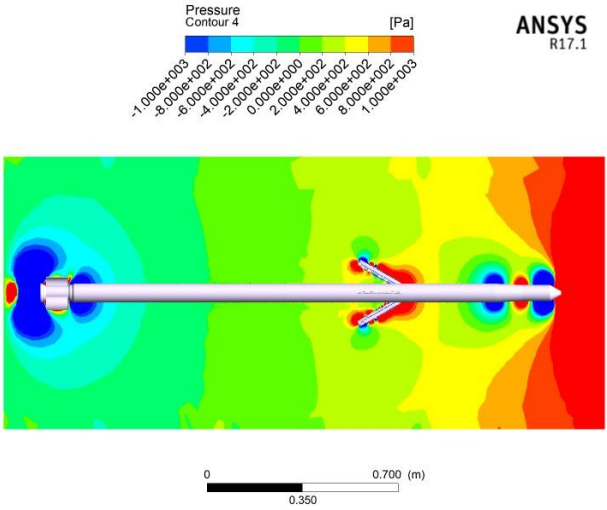
Var	δ_1	δ_2	δ_3	δ_4	Dho	α	β	C_{FX}	C_{FY}	C_{FZ}	C_{MX}	C_{MY}	C_{MZ}
26	-10	10	10	-10	$\delta_e = 10$	-10	0	-0.005428	0.01027	-0.00037	-3.34E-05	6.2E-05	0.003967
27						0	0	-0.003887	0.00088	-3.6E-06	-2.11E-05	-5E-05	0.000516
28						10	0	-0.005160	-0.00863	-0.00041	-1.13E-06	0.00011	-0.002804
29						20	0	-0.009930	-0.01823	0.001999	-6.84E-05	-0.0001	-0.005762
30	-5	5	5	-5	$\delta_e = 5$	-10	0	-0.005336	0.00976	-1.2E-05	-1.07E-05	-7E-05	0.003623
31						0	0	-0.003795	0.00039	0.000135	-2.44E-05	-7E-05	0.000257
32						10	0	-0.005120	-0.00893	-0.00044	-8.57E-06	0.0001	-0.003092
33						20	0	-0.009914	-0.01831	0.001814	-4.4E-05	-4E-05	-0.006031
34	5	-5	-5	5	$\delta_e = -5$	-10	0	-0.005225	0.00858	-0.0002	-3.08E-05	2.9E-05	0.003068
35						0	0	-0.004096	-0.00011	-0.00027	-3.06E-05	-9E-06	-0.0003
36						10	0	-0.005473	-0.00949	-3.6E-05	-2.75E-05	-6E-05	-0.003665
37						20	0	-0.010028	-0.01906	4.87E-05	3.86E-05	0.00018	-0.006693

Var	δ_1	δ_2	δ_3	δ_4	Dho	α	β	C_{FX}	C_{FY}	C_{FZ}	C_{MX}	C_{MY}	C_{MZ}
38	10	-10	-10	10	$\delta_e = -10$	-10	0	-0.005245	0.00843	-0.0002	-2.77E-05	-2E-06	0.00289
39						0	0	-0.004226	-0.00036	-0.00025	-2.87E-05	-5E-05	-0.00613
40						10	0	-0.005303	-0.01032	-4.8E-07	-1.72E-05	-2E-05	-0.00392
41						20	0	-0.010407	-0.02069	0.000362	8.78E-06	7.5E-05	-0.00747
42	10	10	-10	-10	$\delta_r = 10$	-10	0	-0.005587	0.00928	-0.00096	-0.000104	0.0005	0.003372
43						0	0	-0.004694	6.5E-05	-0.00119	-2.88E-05	0.00045	3.8E-05
44						10	0	-0.005531	-0.00905	-0.0008	6.18E-05	0.00052	-0.003515
45						20	0	-0.009840	-0.0191	-0.00174	0.000236	0.00076	-0.00657
46	5	5	-5	-5	$\delta_r = 5$	-10	0	-0.005512	0.00922	-0.00036	-6.02E-05	0.00024	0.003367
47						0	0	-0.004040	0.00023	-8.8E-05	-2.43E-05	0.00026	9.79E-05
48						10	0	-0.005552	-0.00914	-0.00047	1.95E-05	0.00027	-0.003432
49						20	0	-0.009676	-0.01802	-0.00063	7.68E-05	0.00033	-0.00671

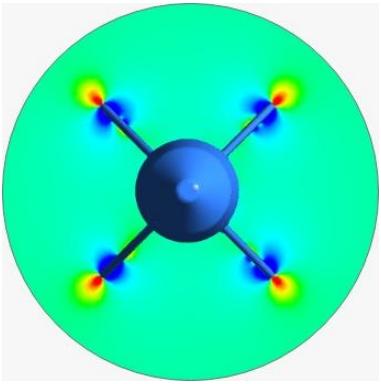
Var	δ_1	δ_2	δ_3	δ_4	Dho	α	β	C_{FX}	C_{FY}	C_{FZ}	C_{MX}	C_{MY}	C_{MZ}
50	-5	-5	5	5	$\delta_r = -5$	-10	0	-0.005163	0.00904	0.000575	1.59E-05	-0.0002	0.003405
51						0	0	-0.003961	-0.00016	0.00044	-2.97E-05	-0.0002	-7.48E-05
52						10	0	-0.005608	-0.00925	0.000413	-4.88E-05	-0.0002	-0.003287
53						20	0	-0.010028	-0.01839	0.000271	-2.94E-05	-6E-05	-0.006459
54	-10	-10	10	10	$\delta_r = -10$	-10	0	-0.005377	0.00903	0.000866	5.85E-05	-0.0005	0.003458
55						0	0	-0.004410	-0.00039	1.8E-05	-3.06E-05	-0.0006	-3.9E-05
56						10	0	-0.005392	-0.00917	0.000927	-9.91E-05	-0.0005	-0.003392
57						20	0	-0.009960	-0.0183	0.00086	-0.000143	-0.0004	-0.006468



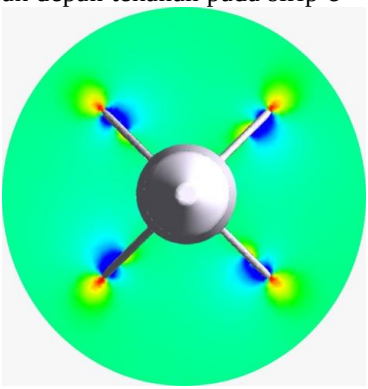
Gambar 0.1 Kontur tekanan pada badan roket



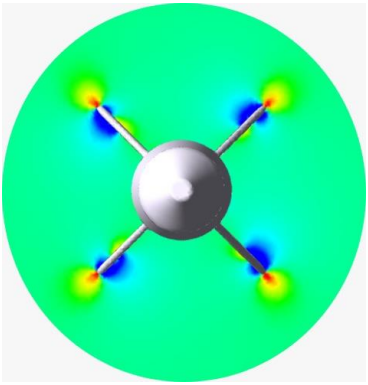
Gambar 0.2 Kontur tekanan pada domain simulasi



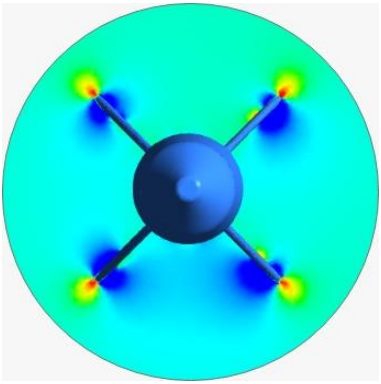
Gambar 0.3 Tampak depan tekanan pada sirip $\boldsymbol{\delta = 0^o}$



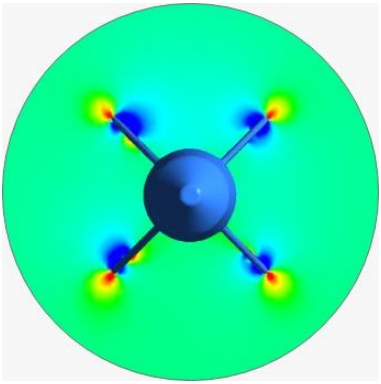
Gambar 0.4 Tampak depan tekanan pada sirip $+\boldsymbol{\delta_a}$



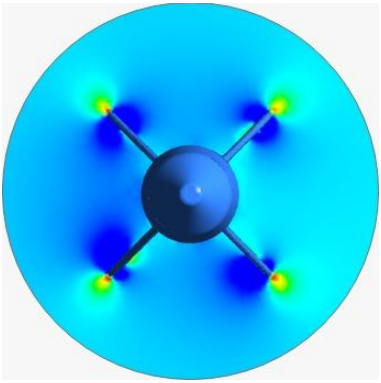
Gambar 0.5 Tampak depan tekanan pada sirip $-\boldsymbol{\delta_a}$



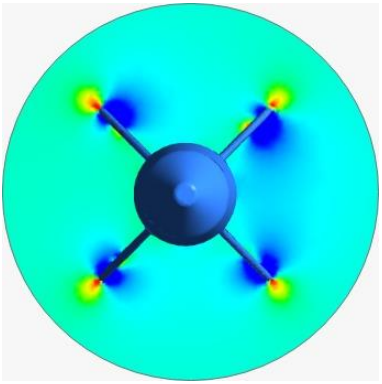
Gambar 0.6 Tampak depan tekanan pada sirip $+\boldsymbol{\delta_e}$



Gambar 0.7 Tampak depan tekanan pada sirip $-\boldsymbol{\delta_e}$



Gambar 0.8 Tampak depan tekanan pada sirip $+\boldsymbol{\delta_r}$



Gambar 0.9 Tampak depan tekanan pada sirip $-\boldsymbol{\delta_r}$

Matriks 1 $\boldsymbol{P_{FX}}$

0	0	0	0	0
0	10	0	0	0
0	-10	0	0	0
10	0	0	0	0
10	10	0	0	0
10	-10	0	0	0
20	0	0	0	0
20	10	0	0	0
20	-10	0	0	0
-10	0	0	-100	0
0	0	0	0	0
10	0	0	100	0
20	0	0	200	0
-10	0	0	-50	0
0	0	0	0	0
10	0	0	50	0
20	0	0	100	0
-10	0	0	-50	0
0	0	0	0	0
10	0	0	50	0
20	0	0	100	0
-10	0	0	-100	0
0	0	0	0	0

10	0	0	100	0
20	0	0	200	0
-10	0	-100	0	0
0	0	0	0	0
10	0	100	0	0
20	0	200	0	0
-10	0	-50	0	0
0	0	0	0	0
10	0	50	0	0
20	0	100	0	0
-10	0	50	0	0
0	0	0	0	0
10	0	-50	0	0
20	0	-100	0	0
-10	0	-100	0	0
0	0	0	0	0
10	0	100	0	0
20	0	200	0	0
-10	0	0	0	-100
0	0	0	0	0
10	0	0	0	100
20	0	0	0	200
-10	0	0	0	-50
0	0	0	0	0

10	0	0	0	50
20	0	0	0	100
-10	0	0	0	-50
0	0	0	0	0
10	0	0	0	50
20	0	0	0	100
-10	0	0	0	-100
0	0	0	0	0
10	0	0	0	100
20	0	0	0	200

Matriks 2 $\boldsymbol{P_{FY}}$

0	0	1
10	0	0
-10	0	0
0	0	0
10	0	0
-10	0	0
0	0	0
10	0	0
-10	0	0
0	-100	0
0	0	0
0	100	0
0	200	0
0	-50	0
0	0	0
0	50	0
0	100	0
0	50	0
0	0	0
0	-50	0
0	-100	0
0	-100	0
0	0	0

0	100	0
0	200	0
0	0	0
0	0	0
0	0	0
0	0	0
0	0	0
0	0	0
0	0	0
0	0	0
0	0	0
0	0	0
0	0	0
0	0	0
0	0	0
0	0	0
0	0	0
0	0	0
0	0	0
0	0	0
0	0	0
0	0	0
0	0	0
0	0	0
0	0	0

0	0	0
0	0	0
0	0	0
0	0	0
0	0	0
0	0	0
0	0	0
0	0	0
0	0	0
0	0	0

Matriks 3 $\boldsymbol{P_{FZ}}$

0	0	0
0	10	0
0	-10	0
10	0	0
10	10	0
10	-10	0
20	0	0
20	10	0
20	-10	0
-10	0	0
0	0	0
10	0	0
20	0	0
-10	0	0
0	0	0
10	0	0
20	0	0
-10	0	0
0	0	0
10	0	0
20	0	0
-10	0	0
0	0	0

10	0	0
20	0	0
-10	0	-100
0	0	0
10	0	100
20	0	200
-10	0	-50
0	0	0
10	0	50
20	0	100
-10	0	50
0	0	0
10	0	-50
20	0	-100
-10	0	-100
0	0	0
10	0	100
20	0	200
-10	0	0
0	0	0
10	0	0
20	0	0
-10	0	0

0	0	0
10	0	0
20	0	0
-10	0	0
0	0	0
10	0	0
20	0	0
-10	0	0
0	0	0
10	0	0
20	0	0

‘

Matriks 4 $\boldsymbol{P_{MX}}$

0	0	0
10	0	0
-10	0	0
0	0	0
10	0	0
-10	0	0
0	0	0
10	0	0
-10	0	0
0	-100	0
0	0	0
0	100	0
0	200	0
0	-50	0
0	0	0
0	50	0
0	100	0
0	50	0
0	0	0
0	-50	0
0	-100	0
0	-100	0
0	0	0

0	100	0
0	200	0
0	0	0
0	0	0
0	0	0
0	0	0
0	0	0
0	0	0
0	0	0
0	0	0
0	0	0
0	0	0
0	0	0
0	0	0
0	0	0
0	0	0
0	0	0
0	0	0
0	0	0
0	0	0
0	0	-100
0	0	0
0	0	100
0	0	200
0	0	-50
0	0	0

0	0	50
0	0	100
0	0	50
0	0	0
0	0	-50
0	0	-100
0	0	-100
0	0	0
0	0	100
0	0	200

Matriks 5 $\boldsymbol{P_{MY}}$

0	0	0	0
0	10	0	0
0	-10	0	0
10	0	0	0
10	10	0	0
10	-10	0	0
20	0	0	0
20	10	0	0
20	-10	0	0
-10	0	-100	0
0	0	0	0
10	0	100	0
20	0	200	0
-10	0	-50	0
0	0	0	0
10	0	50	0
20	0	100	0
-10	0	50	0
0	0	0	0
10	0	-50	0
20	0	-100	0
-10	0	-100	0

0	0	0	0
10	0	100	0
20	0	200	0
-10	0	0	0
0	0	0	0
10	0	0	0
20	0	0	0
-10	0	0	0
0	0	0	0
10	0	0	0
20	0	0	0
-10	0	0	0
0	0	0	0
10	0	0	0
20	0	0	0
-10	0	0	0
0	0	0	0
10	0	0	0
20	0	0	0
-10	0	0	-100
0	0	0	0
10	0	0	100
20	0	0	200
-10	0	0	-50

0	0	0	0
10	0	0	50
20	0	0	100
-10	0	0	50
0	0	0	0
10	0	0	-50
20	0	0	-100
-10	0	0	-100
0	0	0	0
10	0	0	100
20	0	0	200

Matriks 6 $\boldsymbol{P_{MZ}}$

0	0	0	0
0	10	0	0
0	-10	0	0
10	0	0	0
10	10	0	0
10	-10	0	0
20	0	0	0
20	10	0	0
20	-10	0	0
-10	0	0	-100
0	0	0	0
10	0	0	100
20	0	0	200
-10	0	0	-50
0	0	0	0
10	0	0	50
20	0	0	100
-10	0	0	-50
0	0	0	0
10	0	0	50
20	0	0	100
-10	0	0	-100

0	0	0	0
10	0	0	100
20	0	0	200
-10	0	-100	0
0	0	0	0
10	0	100	0
20	0	200	0
-10	0	-50	0
0	0	0	0
10	0	50	0
20	0	100	0
-10	0	50	0
0	0	0	0
10	0	-50	0
20	0	-100	0
-10	0	-100	0
0	0	0	0
10	0	100	0
20	0	200	0
-10	0	0	0
0	0	0	0
10	0	0	0
20	0	0	0
-10	0	0	0

0	0	0	0
10	0	0	0
20	0	0	0
-10	0	0	0
0	0	0	0
10	0	0	0
20	0	0	0
-10	0	0	0
0	0	0	0
10	0	0	0
20	0	0	0

Halaman ini sengaja dikosongkan

BIOGRAFI PENULIS

Dimas Agung Prabowo lahir di Blitar, Jawa Timur pada tanggal 31 Januari 1998. Penulis merupakan anak terakhir dari tiga bersaudara. Melalui pendidikan TK di TK Al-Hidayah Bendo, dilanjutkan ke jenjang berikutnya di SD Negeri Bendo 2 hingga 2010. Pendidikan menengah pertama ditempuh penulis di SMP Negeri 1 Blitar, dilanjutkan dengan meneruskan pendidikannya di SMA Negeri 1 Blitar hingga 2016. Penulis melanjutkan pendidikan ke jenjang yang lebih tinggi di Jurusan Teknik Elektro, Fakultas Teknologi Elektronika dan Informatika Cerdas, Institut Teknologi Sepuluh Nopember Surabaya pada tahun 2016 hingga 2020.

Selama masa perkuliahan di Teknik Elektro FTEIC-ITS penulis pernah menjadi staff logistik Tim Event Himpunan Mahasiswa Elektro ITS (EVOLTY) pada 2017/2018, OC Tim Kaderisasi Himatektro pada 2017/2018, OC PKTI-TD pada tahun 2018 serta aktif dalam berbagai pelatihan diantaranya LKMM Pra-TD yang diselenggarakan oleh BEM FTI-ITS pada tahun 2016 serta PKTI TD yang diselenggarakan oleh BEM FTI-ITS pada tahun 2016.

Karena ketertarikan penulis terhadap bidang sistem pengaturan, maka penulis memutuskan untuk masuk menjadi anggota Laboratorium Sistem dan Sibernetika Jurusan Teknik Elektro FTEIC-ITS dan mendalami mengenai pengaturan dan pengendalian khususnya pada roket. Untuk semua informasi dan saran, dapat menghubungi penulis melalui email agungdimas1998@gmail.com.