

PENGEMBANGAN PERANGKAT LUNAK ANALISIS LINTAS TERBANG ROKET *MULTI-STAGE* (DEVELOPMENT OF TRAJECTORY ANALYSIS SOFTWARE FOR MULTI-STAGE ROCKET)

Ridanto Eko Poetro, Yazdi I. Jenie, Rianto Adhy Sasongko, Satriya Utama
Program Studi Aeronotika dan Astronotika, Fakultas Teknik Mesin dan Dirgantara
Institut Teknologi Bandung
e-mail: ridanto@ae.itb.ac.id

ABSTRACT

This paper discusses the development of a computer software for simulating and analyzing flight trajectory of rocket systems. Many aspects may influence the trajectory, such as those related to the internal characteristic of the system, those representing external or environmental influence, and also the ones corresponding to the procedures of the launching and the operation during its flight. The software is developed based on the mathematical equations representing the balance of forces and moments occur during the flight of a rocket. Some conditions related to rocket internal characteristic variation, external perturbation, and flight procedure/operation are represented as parameters variations of the mathematical equations used for computing the rocket system attitude and movement variables. The software, developed using MATLAB/SIMULINK application, is then used for simulating and analyzing the flight trajectory of a multi-stage rocket in some flight conditions. At this development stage, as the simulation results show, the software can perform its function quite well to compute the system variables during each of its flight phases and display the information required for further analysis. In future development, some validation tests still need to be accomplished for ensuring the accuracy and validity of the method used in this software.

Keywords: *Rocket, Flight Trajectory, Simulation*

ABSTRAK

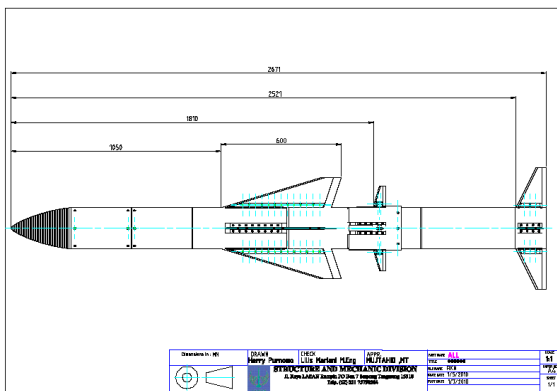
Pada makalah ini dibahas pengembangan perangkat lunak untuk melakukan simulasi dan analisis lintas terbang roket. Lintas terbang sebuah roket akan dipengaruhi oleh banyak aspek, baik yang terkait faktor internal sistem roket, faktor luar akibat pengaruh lingkungan, dan faktor yang terkait dengan prosedur peluncuran dan pengoperasian roket selama penerbangannya. Perangkat lunak yang dibangun, didasarkan pada persamaan matematika yang merepresentasikan kesetimbangan gaya dan momen yang terjadi selama penerbangan sebuah roket. Berbagai kondisi yang terkait dengan perubahan karakteristik internal roket, pengaruh eksternal, dan prosedur operasi direpresentasikan sebagai variasi parameter persamaan matematik yang digunakan dalam perhitungan variabel gerak dan sikap terbang roket. Perangkat lunak yang dikembangkan dengan menggunakan aplikasi SIMULINK ini selanjutnya digunakan untuk mensimulasikan dan menganalisis lintas terbang sebuah roket *multi-stage* pada beberapa kondisi terbang. Pada tahap ini, sebagaimana yang ditunjukkan oleh hasil simulasi, perangkat lunak yang dikembangkan dapat menjalankan fungsinya dengan baik untuk menghitung variabel sistem pada tiap fasa terbangnya dan mempresentasikan informasi hasil simulasi yang dibutuhkan untuk analisis lebih lanjut. Pada tahap pengembangan selanjutnya, pengujian untuk memvalidasi hasil perhitungan perangkat lunak ini masih perlu dilakukan, agar tingkat akurasi dan validitas metode yang digunakan pada perangkat lunak ini dapat dipastikan/dikuantifikasi.

Kata kunci: *Rocket, Lintas Terbang, Simulasi*

1 PENDAHULUAN

Roket sebagai salah satu jenis wahana dirgantara telah digunakan pada banyak bidang aplikasi, seperti untuk membawa satelit ke orbitnya, ataupun untuk keperluan militer atau pertahanan. Berbagai konfigurasi roket telah dikembangkan hingga saat ini, baik yang menggunakan sistem satu tingkat ataupun sistem bertingkat jamak (*multi-stage*). Perbedaan konfigurasi ini tentunya akan secara signifikan mempengaruhi lintas terbang roket tersebut, dan artinya akan mempengaruhi karakteristik operasinya. Karena itu, untuk menginvestigasi kemungkinan berjalannya suatu operasi peluncuran roket, analisis lintas terbang perlu dilakukan dengan memperhatikan segala aspek yang mempengaruhinya, baik internal maupun eksternal.

Suatu perangkat lunak simulasi dan analisis lintas terbang roket perlu dikembangkan sebagai alat bantu untuk menginvestigasi operasi penerbangan sebuah roket. Perangkat ini dikembangkan sehingga dapat merekonstruksi lintas terbang roket dengan memperhatikan parameter-parameter karakteristik sistem roket, faktor pengaruh eksternal/lingkungan, dan juga aspek yang terkait dengan prosedur operasi suatu konfigurasi roket, misalnya perlunya suatu proses separasi pada roket *multi-stage*.



Gambar 1-1: Konfigurasi RKN200 LAPAN

Makalah ini akan membahas tentang pengembangan perangkat lunak analisis lintas terbang roket, dimulai

dari pembangunan model matematika yang merepresentasikan pergerakan roket, perhitungan dan pembuatan *database* parameter roket, pembuatan model simulasi numerik, simulasi lintas terbang roket *multi-stage*, dan diakhiri dengan analisis dan kesimpulan. Sebagai basis model yang digunakan pada proses pengembangan perangkat lunak ini digunakan roket *multi-stage* RKN200 milik LAPAN [Sofyan, E. KP-2010-1872].

2 PERSAMAAN MATEMATIK LINTAS TERBANG ROKET

Model matematika yang digunakan untuk menggambarkan penerbangan roket adalah seperangkat persamaan gerak yang berbasis quartenion yang direferensikan pada sumbu benda roket, diambil dari referensi [Steven, B. L. and Lewis, F. L., 1992].

Persamaan gaya dan momen yang bekerja pada titik berat roket, dengan asumsi benda kaku, menjadi dasar utama untuk mendeskripsikan pergerakan dan sikap badan roket secara kuantitatif pada 6 derajat kebebasan di ruang 3 dimensi.

$$\dot{u} = rv - qw - g \sin \theta + \frac{F_x}{m}$$

$$\dot{v} = -ru + pw + g \sin \phi \cos \theta + \frac{F_y}{m}$$

$$\dot{w} = qu - pv + g \cos \phi \cos \theta + \frac{F_z}{m}$$

(2-1)

di mana u , v , w merepresentasikan, secara berturut-turut, kecepatan translasi pada arah sumbu X, Y, Z koordinat benda roket, sedangkan gaya pada sumbu benda roket dinyatakan sebagai F_x , F_y , dan F_z .

Persamaan (2-1) merupakan persamaan gaya yang mendefinisikan dinamika translasi roket pada ruang 3 dimensi. Pada persamaan (2-1) terdapat beberapa variable gerak rotasi, yaitu p , q , r yang secara berurutan mendeskripsikan kecepatan rotasi pada sumbu X, Y, Z (*roll rate*, *pitch rate*, *yaw rate*), dan sudut

ϕ , θ , ψ yang merepresentasikan sudut *roll*, *pitch*, dan *yaw* badan roket. Variabel gerak rotasi tersebut dapat diperoleh dari persamaan kesetimbangan momen pada badan roket, sebagaimana dinyatakan pada persamaan di bawah.

$$\begin{aligned} \dot{p} &= (c_1 r + c_2 p)q + c_3 L + c_4 N \\ \dot{q} &= c_5 p r - c_6 (p^2 - r^2) + c_7 M \\ \dot{r} &= (c_8 p - c_2 r)q + c_4 L + c_9 N \end{aligned} \quad (2-2)$$

di mana parameter c_* ditentukan oleh inersia putar badan roket J_* dan J^{**} .

$$\begin{aligned} c_1 &= \frac{(J_y - J_z)J_z - J_{xz}^2}{J_x J_z - J_{xz}^2}; & c_2 &= \frac{(J_x - J_y + J_z)J_{xz}}{J_x J_z - J_{xz}^2}; & c_3 &= \frac{J_z}{J_x J_z - J_{xz}^2}; \\ c_4 &= \frac{J_{xz}}{J_x J_z - J_{xz}^2}; & c_5 &= \frac{J_z - J_x}{J_y}; & c_6 &= \frac{J_{xz}}{J_y}; \\ c_7 &= \frac{1}{J_y}; & c_8 &= \frac{J_x (J_x - J_y) + J_{xz}^2}{J_x J_z - J_{xz}^2}; & c_9 &= \frac{J_x}{J_x J_z - J_{xz}^2} \end{aligned} \quad (2-3)$$

Selain itu, variabel rotasi juga diperoleh dari persamaan kinematik berikut:

$$\begin{aligned} \phi &= \arctan \left(\frac{2(q_2 q_3 + q_0 q_1)}{(q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2)} \right) \\ \theta &= \arcsin (-2(q_1 q_3 - q_0 q_2)) \\ \psi &= \arctan \left(\frac{2(q_1 q_2 + q_0 q_3)}{(q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2)} \right) \end{aligned} \quad (2-4)$$

$$\begin{aligned} \dot{q}_0 &= -0.5(Pq_1 + Qq_2 + Rq_3) \\ \dot{q}_1 &= -0.5(-Pq_0 - Rq_2 + Qq_3) \\ \dot{q}_2 &= -0.5(-Qq_0 + Rq_1 - Pq_3) \\ \dot{q}_3 &= -0.5(-Rq_0 - Qq_1 + Pq_2) \end{aligned} \quad (2-5)$$

Selanjutnya, untuk mendefinisikan pergerakan dan arah terbang roket, digunakan satu set persamaan navigasi sebagaimana dinyatakan pada Persamaan (2-6).

Penjelasan lebih detil tentang penurunan dan notasi yang digunakan pada Persamaan (2-1)-(2-6) dapat diperoleh pada referensi [Steven, B. L. and Lewis, F. L., 1992].

Persamaan gerak (2-1) - (2-6) di atas dapat diselesaikan apabila seluruh gaya dan momen yang bekerja pada wahana roket dapat didefinisikan. Pada pengembangan perangkat lunak ini, gaya dan momen tersebut terdiri dari komponen aerodinamika, propulsi, serta gaya dan momen akibat lingkungan dan gangguan lain, yang diacukan pada tata acuan koordinat benda (*Body Frame of Reference*).

$$\begin{aligned} \dot{p}_N &= u \cos \theta \cos \psi + v(-\cos \phi \sin \psi + \sin \phi \sin \theta \cos \psi) + w(\sin \phi \sin \psi + \cos \phi \sin \theta \cos \psi) \\ \dot{p}_E &= u \cos \theta \sin \psi + v(\cos \phi \cos \psi + \sin \phi \sin \theta \sin \psi) + w(-\sin \phi \cos \psi + \cos \phi \sin \theta \sin \psi) \\ \dot{h} &= u \sin \theta - V \sin \phi \cos \theta - w \cos \phi \cos \theta \end{aligned} \quad (2-6)$$

Dengan menggunakan referensi enam derajat kebebasan (gaya dan momen), maka gaya dan momen tersebut dapat dinyatakan sebagai berikut:

$$\begin{aligned} F_x &= F_{X_{AERO}} + F_{X_{PROP}} + F_{X_{LING}} \\ F_y &= F_{Y_{AERO}} + F_{Y_{LING}} \\ F_z &= F_{Z_{AERO}} + F_{Z_{LING}} \\ L &= L_{AERO} + L_{LING} \\ M &= M_{AERO} + M_{LING} \\ N &= N_{AERO} + N_{LING} \end{aligned} \quad (2-7)$$

Adapun gaya dan momen aerodinamika sendiri dapat dipisahkan lagi menjadi beberapa komponen, yaitu:

$$\begin{aligned} F_x &= \frac{1}{2} \rho V^2 S \times (C_{X_{static}} + C_{X_q} \bar{q} + C_{X_r} \bar{r}) \\ F_y &= \frac{1}{2} \rho V^2 S \times (C_{Y_\beta} \beta + C_{Y_p} \bar{p} + C_{Y_r} \bar{r}) \\ F_z &= \frac{1}{2} \rho V^2 S \times (C_{Z_{static}} + C_{Z_q} \bar{q}) \\ L &= \frac{1}{2} \rho V^2 S \bar{b} \times (C_{l_\beta} \beta + C_{l_\alpha} \alpha + C_{l_p} \bar{p} + C_{l_r} \bar{r} + C_{l_q} \bar{q}) \\ M &= \frac{1}{2} \rho V^2 S \bar{c} \times (C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_p} \bar{p} + C_{m_q} \bar{q}) \\ N &= \frac{1}{2} \rho V^2 S \bar{b} \times (C_{n_\beta} \beta + C_{n_p} \bar{p} + C_{n_r} \bar{r}) \end{aligned} \quad (2-8)$$

di mana F_x , F_y , F_z menyatakan komponen gaya pada sumbu X, Y, dan Z roket. Sedangkan L, M, N secara berturut-turut merepresentasikan momen yang bekerja pada sumbu X, Y, Z roket (*moment roll, pitch, dan yaw*).

3 PARAMETER MODEL DINAMIKA

Selain formulasi gaya dan momen, persamaan gerak juga memerlukan data parameter sistem yang meliputi data nilai parameter fisik (massa, inersia) dan konfigurasi roket, data koefisien aerodinamika, data karakteristik propulsi, dan data operasi/prosedur penerbangan roket.

Pada prinsipnya data-data tersebut dapat diperoleh dari data spesifikasi roket dan hasil perhitungan numerik (untuk koefisien aerodinamika).

3.1 Konfigurasi Roket

Konfigurasi dan deskripsi geometri roket yang akan dianalisis merupakan salah satu data utama yang dibutuhkan untuk mendefinisikan parameter fisik roket. Beberapa parameter dan bentuk geometri, seperti bentuk hidung roket (*nose*), posisi pusat gravitasi untuk empat konfigurasi, panjang tabung, serta diameter penampang *nozzle* untuk *booster* dan *sustainer* roket, sangat dibutuhkan dalam perhitungan koefisien aerodinamika dan dalam pembentukan model dinamika roket. Sebagai contoh, data konfigurasi roket RKN200 dapat diperoleh pada laporan [U.S. Standard Atmosphere, 1976].

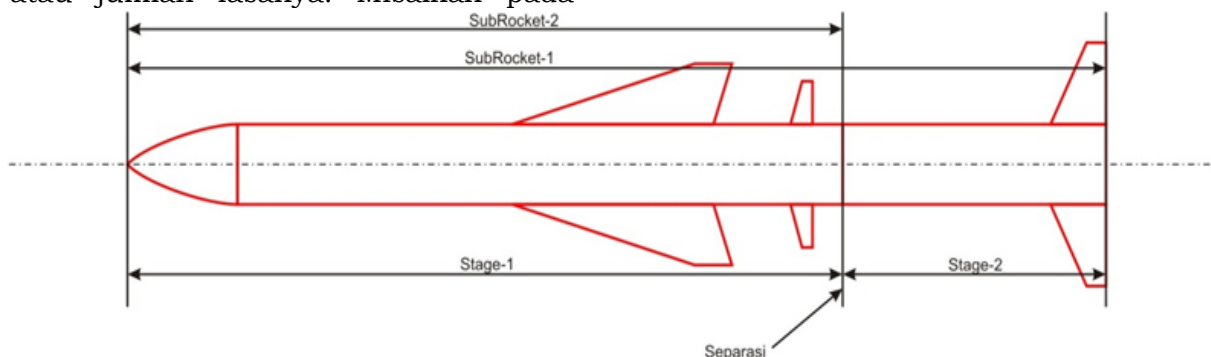
Dalam pemodelan dan pembentukan database nilai parameter, roket yang dikaji dibagi menjadi beberapa bagian sesuai dengan jenis atau jumlah fasanya. Misalkan pada

kasus roket LAPAN RKN200, dimana *database* parameter dan data aerodinamika dibangun berdasarkan 2 model yang merepresentasikan konfigurasi dan kondisi tiap *stage* roket selama penerbangannya.

Pembagian model 2 *stage* RKN200 dapat dilihat pada Gambar 3-1.

3.2 Koefisien Aerodinamika

Sebagaimana telah dijelaskan sebelumnya, gaya dan momen aerodinamika dijabarkan dalam koefisien-koefisien aerodinamika yang terkait dengan komponen dan konfigurasi roket. Pada laporan ini, seluruh koefisien aerodinamika tersebut diperoleh melalui perhitungan dengan menggunakan perangkat lunak *Missile Datcom* [_____, AFRL-VA-WP-TR-1998-3009]. Adapun penggunaan *missile datcom* mensyaratkan tersedianya beberapa data yang harus diturunkan atau diasumsikan terlebih dahulu, termasuk kemungkinan menyederhanakan konfigurasi roket. Data-data yang unik yang harus ada tersebut meliputi data geometri, data distribusi massa, data, data daerah kecepatan terbang, dan data daerah tinggi terbang, yang diklasifikasikan mengikuti konfigurasi roket pada tiap fasa terbangnya, sebagaimana diilustrasikan pada Gambar 3-1. Data-data lain untuk melengkapi perhitungan *Missile Datcom* dapat ditemui pada referensi [Sofyan, E. KP-2010-1872].



Gambar 3-1: Definisi 2 konfigurasi utama roket

Perhitungan dengan *Missile Datcom* akan memberikan beberapa harga koefisien gaya dan momen pada keenam derajat kebebasan yang dimiliki, yang merepresentasikan sensitivitas gaya dan momen terhadap perubahan nilai variabel-variabel gerak roket yang terlibat dalam persamaan dinamika terbang roket. Definisi variabel yang terlibat disesuaikan dengan jenis model dinamika yang digunakan [Steven, B. L. and Lewis, F. L., 1992]. Koefisien aerodinamika ini selanjutnya dapat dihitung pada berbagai nilai parameter yang merujuk pada nilai variasi parameter dimana analisis karakteristik akan dilakukan.

3.3 Sirip Roket

Serupa dengan badan roket, data konfigurasi sirip roket diperlukan untuk melakukan perhitungan koefisien aerodinamika. Untuk kasus RKN200, data geometri sirip yang diperlukan untuk analisis *Missile Datcom* dapat dilihat pada Gambar 3-2, yang diperoleh dari rekonstruksi data pada referensi [Sofyan, E. KP-2010-1872].

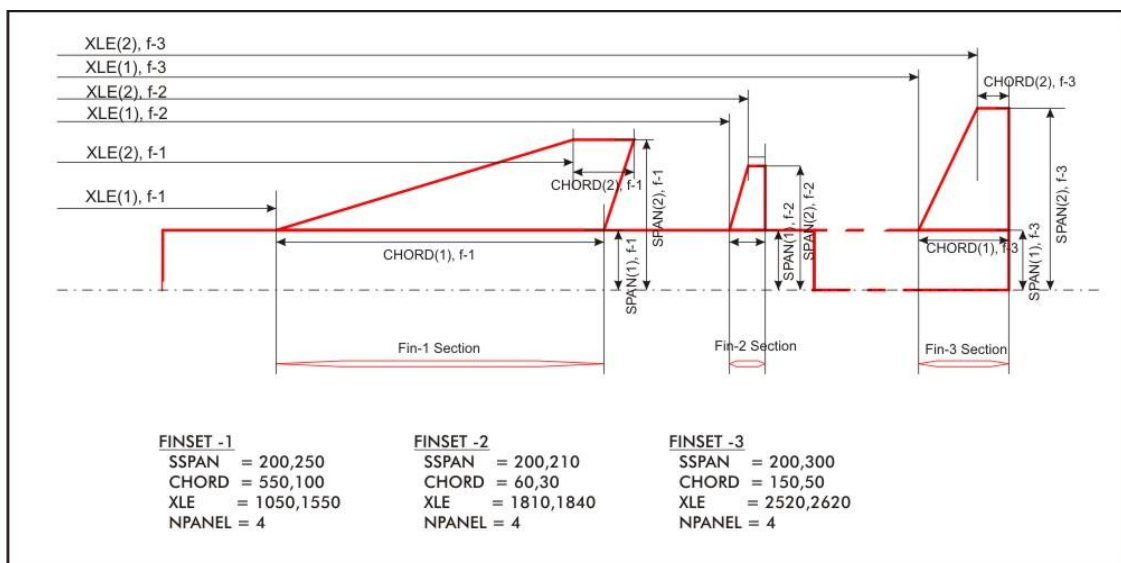
Pada perhitungan koefisien aerodinamika dengan *Missile DATCOM*,

pemasangan fin roket perlu didefinisikan dengan benar, agar pengaruhnya pada gaya dan momen dapat direferensikan pada sumbu koordinat benda yang tepat. Sebagai contoh, panel *fin* yang dipasang pada roket, defleksi *fin*, dan gaya yang ditimbulkannya dapat didefinisikan dengan menggunakan referensi yang diilustrasikan pada Gambar 3-2.

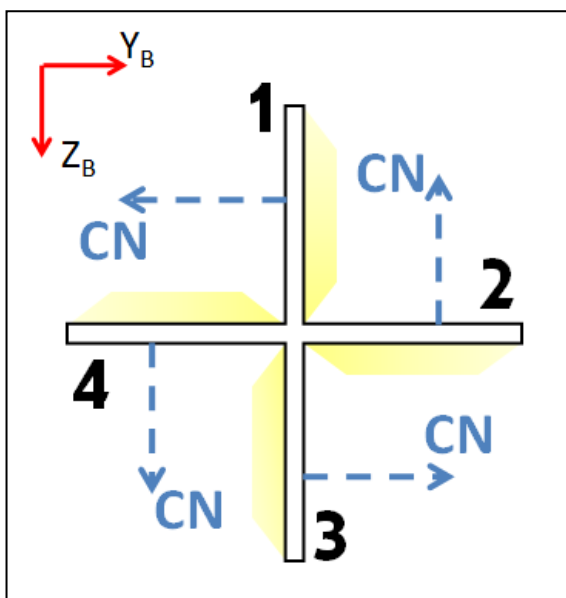
Berkaitan dengan pemodelan sirip (*fin*), tipe *airfoil fin* perlu didefinisikan dengan tepat untuk memperoleh karakteristik aerodinamika yang akurat.

3.4 Parameter Propulsi

Pada perangkat analisis yang dikembangkan, data propulsi roket diperlukan sebagai parameter untuk perhitungan gaya dan momen aerodinamika. Dalam simulasi, parameter propulsi dapat dinyatakan sebagai variasi nilai gaya dorong yang dihasilkan sebagai fungsi waktu. Data profil gaya propulsi ini dapat diperoleh dari data eksperimen atau perhitungan numerik. Untuk contoh kasus roket RKN200, profil gaya propulsi yang digunakan dapat dilihat pada referensi [Sofyan, E. KP-2010-1872].



Gambar 3-2: Geometri Sirip (*fin*)



Gambar 3-2: Pendefinisian posisi *fin*, defleksi positif *fin*, dan arah gaya pada *fin*

3.5 Daerah Analisis Karakteristik

Analisis dalam *Missile Datcom* memerlukan pendefinisian daerah uji atau fasa terbang dimana analisis karakteristik terbang akan dilakukan. Daerah analisis dapat didefinisikan sebagai fungsi nilai beberapa parameter terbang, dalam hal ini mencakup kecepatan terbang, ketinggian terbang, sudut serang, letak CG, dan konfigurasi roket (untuk roket *multi-stage*). Sebagai contoh, pendefinisian daerah analisis dapat dilihat pada Tabel 3-1.

Tabel 3-1: PARAMETER DAERAH ANALISIS

	Parameter	Daerah analisis
1.	Kecepatan (M)	0.01, 0.1, ..., 0.8
2.	Ketinggian (m)	0, 3000, 5000, 10000
3.	Sudut serang (deg)	-16, -14,..., 14, 16
4.	Sudut roll (deg)	0, 30, 45, 60, 90
5.	Posisi CG	CG <i>full</i> , CG <i>empty</i>
6.	konfigurasi	Sub-roket 1, sub-roket 2

Dengan terdefinisinya daerah analisis yang akan dilakukan, maka perhitungan koefisien aerodinamika

harus dilaksanakan pada tiap kombinasi harga parameter yang telah ditentukan.

3.6 Faktor Operasional dan Lingkungan

Beberapa parameter yang dipengaruhi oleh aspek pengoperasian roket dan lingkungan operasi juga perlu dilibatkan dalam proses simulasi dan analisis, karena akan berkontribusi terhadap karakteristik respon dinamika dan prestasi terbang roket. Beberapa faktor operasional dan lingkungan yang juga dilibatkan dan dimodelkan dalam simulasi antara lain adalah:

a. Launcher

Sistem peluncur (*launcher*) akan memberikan pengaruh pada kondisi awal peluncuran, yaitu mempengaruhi harga beberapa variabel respon gerak roket pada beberapa saat awal peluncuran, seperti sudut peluncuran, gaya gesek, dan sudut rotasi roket

b. Properti udara dan konstanta gravitasi

Properti udara terdiri dari data kerapatan, tekanan, serta kecepatan suara udara pada ketinggian tertentu, yang mengacu pada model dasar atmosfer ISA, yang dapat dilihat di referensi [U.S. Standard Atmosphere, 1976].

Gaya gravitasi mengacu pada model gravitasi bumi WGS84 [Jenie, Y.I, et al., 2010] untuk setiap titik bujur dan lintang serta ketinggian dimuka bumi. Model ini telah tersedia pada *blockset* SIMULINK, yang akan digunakan dalam pembuatan model simulasi numerik.

c. Gangguan Angin

Pengaruh angin pada fasa penerbangan roket perlu dilibatkan dalam simulasi terbang roket, sehingga analisis prestasi terbang yang realistik dapat diperoleh. Sistem simulasi yang dikembangkan dilengkapi dengan fitur untuk mengatur gangguan angin sepanjang lintas terbang roket, dengan memasukkan besarnya gangguan angin

(translasi dan rotasi) yang direferensikan pada tata acuan koordinat benda.

d. Faktor operasi lainnya (separasi)

Faktor pengaruh proses separasi yang terjadi saat terjadi pemisahan *booster* dari *sustainer* juga perlu diperhitungkan pada proses simulasi dan analisis roket *multi-stage*. Gangguan tambahan ini pada prinsipnya dilibatkan ke dalam persamaan gerak roket dengan mengintroduksikan gaya dan momen gangguan yang direferensikan pada tata acuan koordinat benda pada saat separasi terjadi.

4 PERANGKAT LUNAK SIMULASI

4.1 Arsitektur Sistem

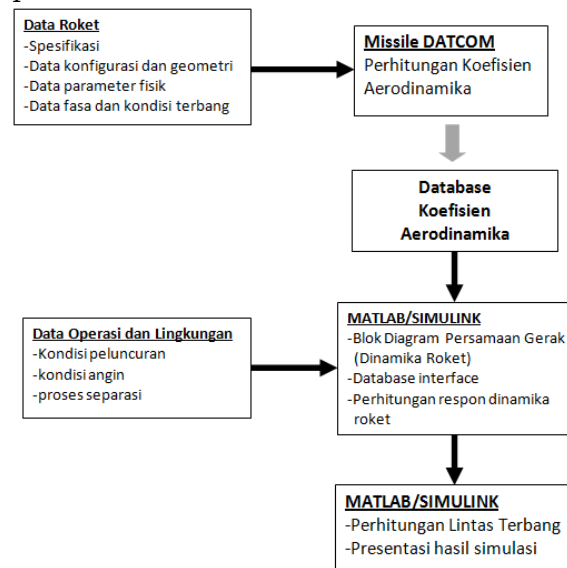
Perangkat lunak simulasi terbang roket yang dikembangkan memiliki beberapa fungsi yang saling berinteraksi guna membentuk suatu lingkungan dan proses simulasi yang terintegrasi. Fungsi-fungsi tersebut secara skematik digambarkan pada Gambar 4-1. Pada diagram tersebut, terlihat bahwa perangkat lunak yang dikembangkan melibatkan fungsi pemodelan, perhitungan numerik koefisien aerodinamika, pembentukan database, perhitungan numerik dinamika roket, dan perhitungan prestasi dan lintas terbang. Fungsi-fungsi tersebut diterjemahkan menjadi rutin-rutin pemodelan dan perhitungan pada perangkat lunak *Missile Datcom*, *MATLAB*, dan *SIMULINK*.

4.2 Model SIMULINK

Dengan menggunakan persamaan/model matematik dinamika terbang roket dan *database* parameter/koefisien yang telah dibangun dengan bantuan perangkat lunak *Missile Datcom*, sebagaimana dijelaskan pada sub-bab terdahulu, sebuah lingkungan simulasi numerik kemudian dikembangkan untuk merekonstruksi respon dinamik roket dengan menggunakan aplikasi

SIMULINK [*MATLAB/SIMULINK User Manual*, 2010].

Dengan menggunakan aplikasi ini, persamaan matematik yang merepresentasikan gerak dan dinamika roket ditransformasikan ke dalam bentuk blok diagram dengan menggunakan komponen *SIMULINK*, baik yang bersifat *built-in* ataupun *customizable*. Level teratas dari Blok Diagram *Simulink* tersebut adalah sebagaimana disajikan pada Gambar 4-2.



Gambar 4-1: Skema Fungsi Perangkat Analisis Dinamika dan Prestasi Terbang Roket

Blok *equation of motion* berisi persamaan gerak, yang terdiri dari persamaan gaya, momen, kinematik dan navigasi, sedangkan blok *RKN_Lapan* berisikan blok-blok pemilihan gaya dan momen yang merupakan fungsi kondisi terbang roket *RKN200* pada setiap saat simulasi. Pemilihan koefisien gaya dan momen dilakukan dengan menggunakan fasilitas *Look-up Table* yang tersedia pada aplikasi *SIMULINK*. Blok *Environment* menggunakan pula fasilitas yang sama (*Look-up Table*) untuk pemilihan koefisien gaya dan momen yang muncul akibat adanya interaksi dengan lingkungan, seperti gaya gravitasi, properti udara (tekanan, kerapatan, kecepatan suara), serta kecepatan gangguan angin yang muncul pada waktu tertentu. Blok *Controller* berisikan jadwal waktu separasi

dan penyalaan (*ignition*) roket. Blok *controller* ini juga dirancang sebagai tempat pengaplikasian metode/model pengendalian roket yang akan dikembangkan pada tahap lanjut.

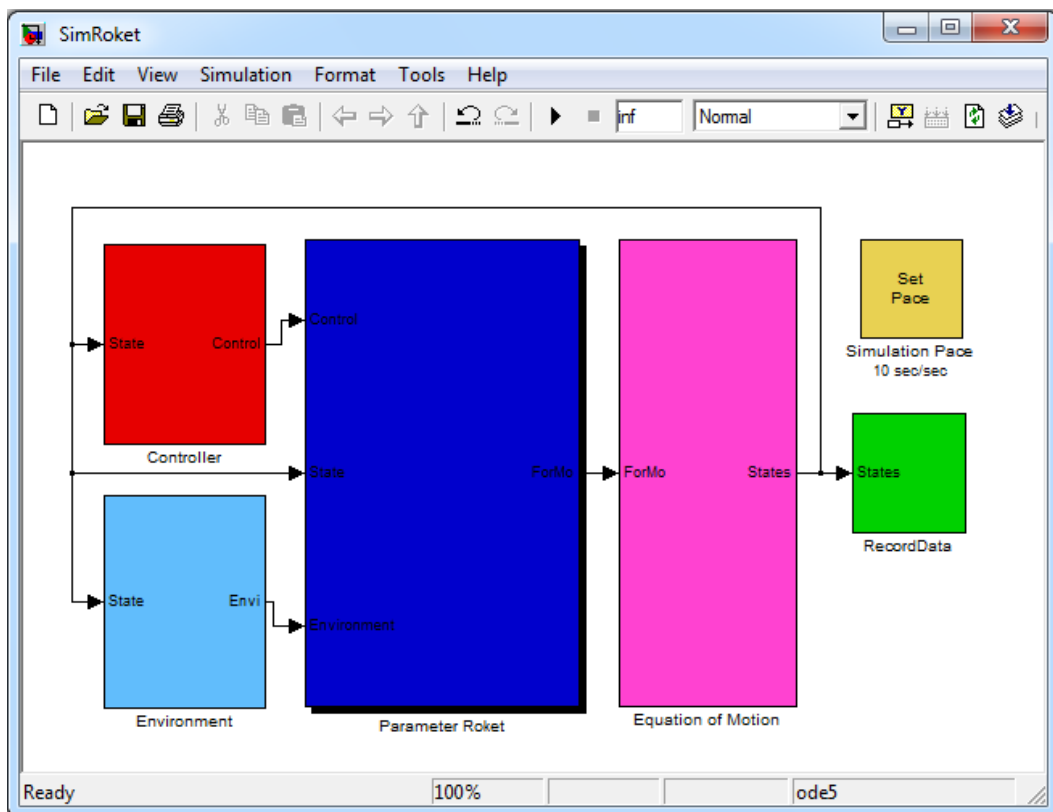
4.3 Blok Dinamika Roket

Model dinamika roket, yang direpresentasikan oleh persamaan gerak roket yang merepresentasikan dinamika roket pada 6 derajat kebebasan, persamaan kinematik yang mendefinisikan hubungan antara variabel gerak roket pada tata acuan koordinat tertentu.

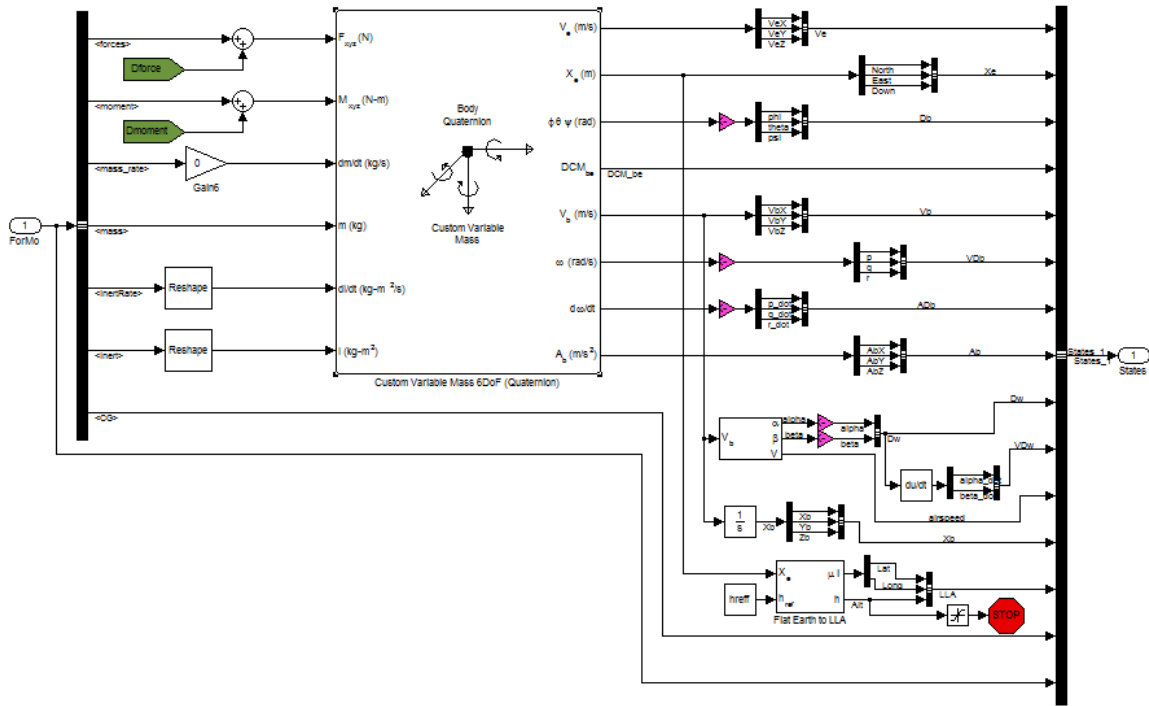
Dengan menggunakan SIMULINK, Persamaan (2-1)-(2-5) direpresentasikan dalam bentuk diagram blok sebagaimana terlihat pada Gambar 4-3. Blok diagram ini menerima input berupa variasi gaya dan momen aerodinamika serta informasi perubahan harga parameter fisik untuk digunakan dalam perhitungan respon dinamik roket. Selanjutnya, parameter dan pengaruh lingkungan, seperti nilai

parameter kerapatan udara, efek gravitasi, gangguan angin atau simulasi gangguan lainnya, dapat dilibatkan dalam simulasi dinamika terbang roket dengan memodelkannya sebagai gaya atau momen yang diinputkan ke blok persamaan gerak.

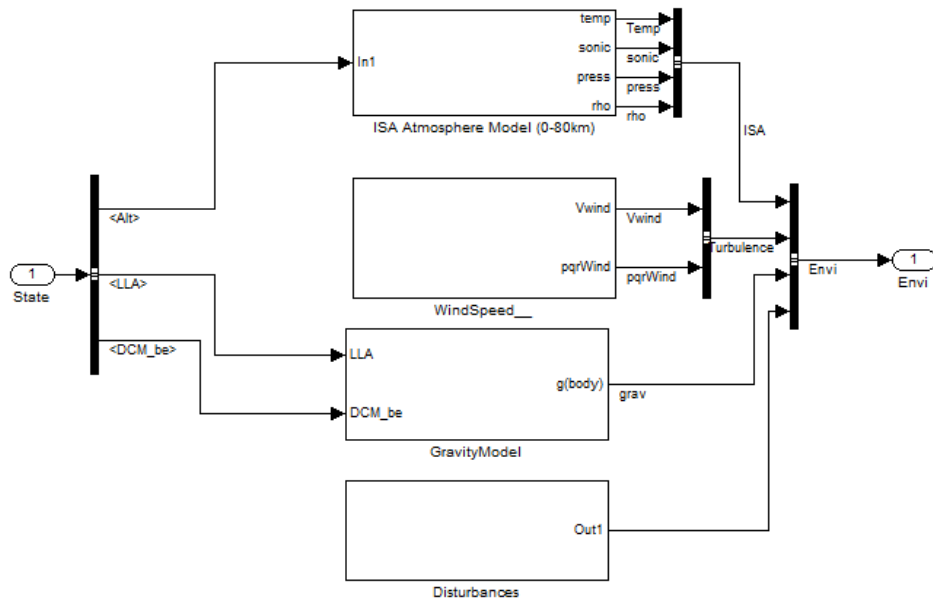
Pengaruh atau gangguan lingkungan eksternal ini direpresentasikan dengan menggunakan blok diagram pada Gambar 4-4. Pada gambar tersebut terlihat bahwa besarnya gaya dan momen eksternal yang mempengaruhi dinamika roket juga dapat dipengaruhi oleh variabel gerak roket itu sendiri, terutama gangguan yang berupa gaya dan momen aerodinamika. Hal ini terjadi karena secara alamiah, gaya dan momen aerodinamika muncul akibat interaksi antara badan roket dan aliran udara, sehingga respon gerak badan roket akan menjadi umpan balik yang mempengaruhi besar dan arah gangguan luar.



Gambar 4-2: Model SIMULINK perangkat lunak simulasi



Gambar 4-3: Representasi persamaan gerak roket dalam blok SIMULINK



Gambar 4-4: Representasi pengaruh lingkungan dan gangguan luar

4.4 Representasi Konfigurasi/Fasa Terbang

Sebagaimana dijelaskan sebelumnya, pada kasus roket *multi-stage*, akan terjadi perubahan konfigurasi yang drastis selama fasa penerbangannya. Perubahan konfigurasi ini disebabkan adanya proses separasi, yaitu pemisahan bagian *booster* dari badan utama roket (*sustainer*).

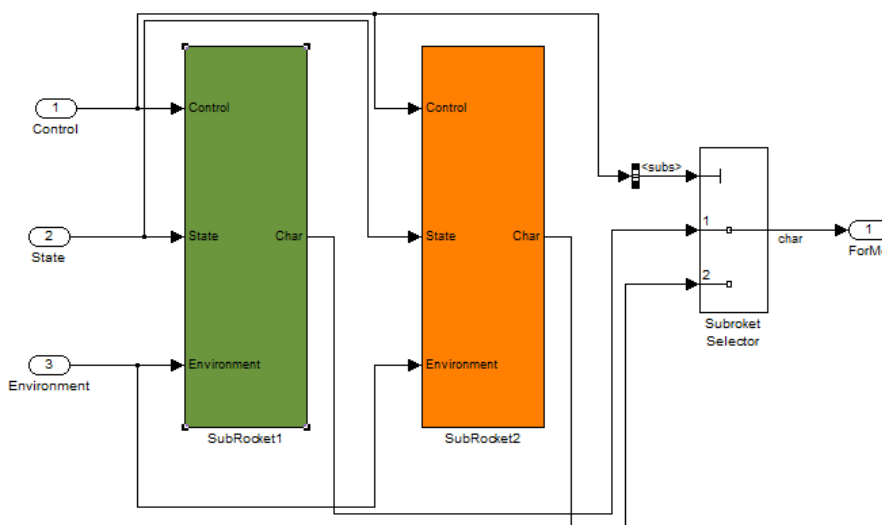
Selain perubahan parameter fisik akibat perubahan konfigurasi, secara umum proses separasi juga memungkinkan munculnya gaya gangguan tambahan yang timbul karena adanya mekanisme pemicu separasi. Perubahan parameter fisik dan gangguan pemicuan ini tentunya memiliki potensi untuk mempengaruhi dinamika dan lintas terbang roket. Proses perubahan konfigurasi akibat separasi juga dapat

disimulasikan pada perangkat lunak simulasi yang dikembangkan. Perubahan konfigurasi ini dimodelkan dengan menggunakan model diagram blok yang ditunjukkan pada Gambar 4-5.

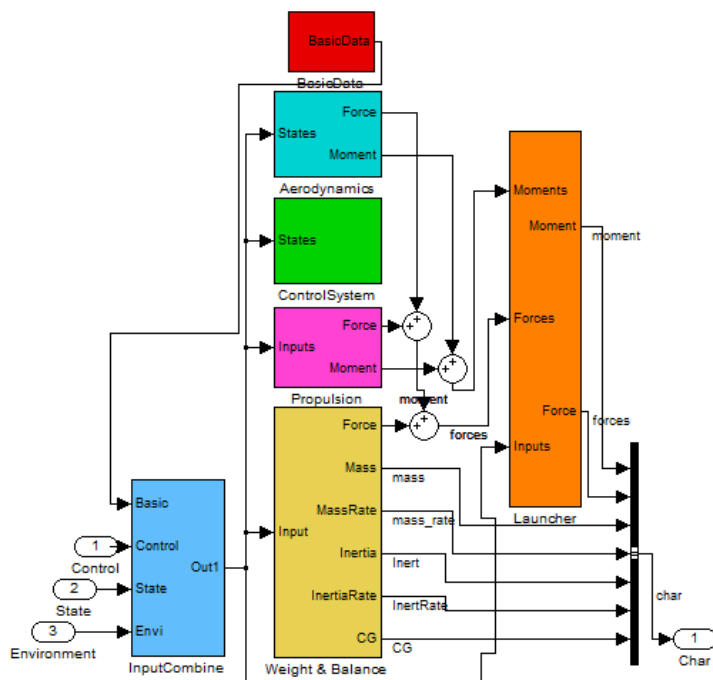
Pada tiap model sub-roket, pada dasarnya dilakukan perhitungan perubahan parameter fisik roket, seperti perubahan massa dan inersia akibat berkurangnya *propellant* roket, perhitungan gaya dan momen aerodinamika yang terkait geometri roket pada tiap konfigurasi/fasa terbang, dan perhitungan pengaruh gaya pengendalian atau input

defleksi *fin* pada segmen roket yang terkait.

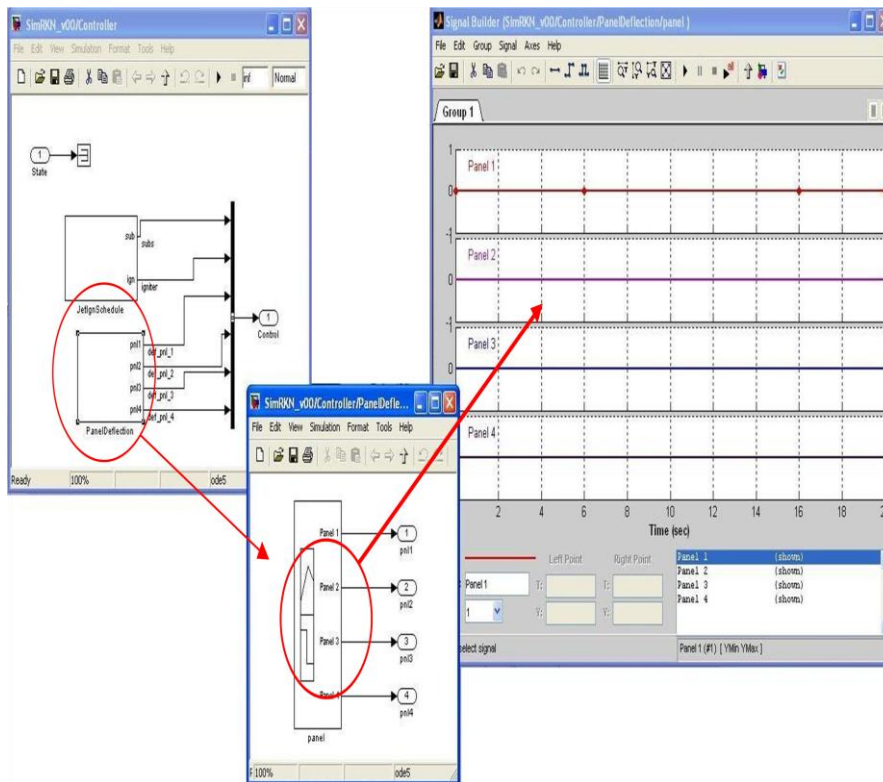
Sebagai contoh, perubahan parameter fisik dan perhitungan gaya/ momen pada konfigurasi sub-roket 1, seperti yang dideskripsikan pada Gambar 3-1, dinyatakan sebagai satu set diagram blok seperti yang ditampilkan pada Gambar 4-6. Selanjutnya, terkait dengan penggunaan *fin* sebagai perangkat pembangkit momen untuk pengendalian sikap, maka komponen input defleksi fin perlu dimodelkan pada model simulasi, sebagaimana diperlihatkan pada Gambar 4-7.



Gambar 4-5: Diagram blok model proses separasi (kasus roket 2 tingkat)



Gambar 4-6: Diagram blok segmen/konfigurasi sub-roket1



Gambar 4-7: Pemodelan input defleksi *fin*

5 CONTOH SIMULASI

Sebagai contoh, roket RKN200 milik LAPAN digunakan sebagai model yang akan disimulasikan dengan perangkat lunak yang dikembangkan. Data spesifikasi, geometri, dan konfigurasi roket RKN200 dapat diperoleh dari referensi [Sofyan, E. KP-2010-1872].

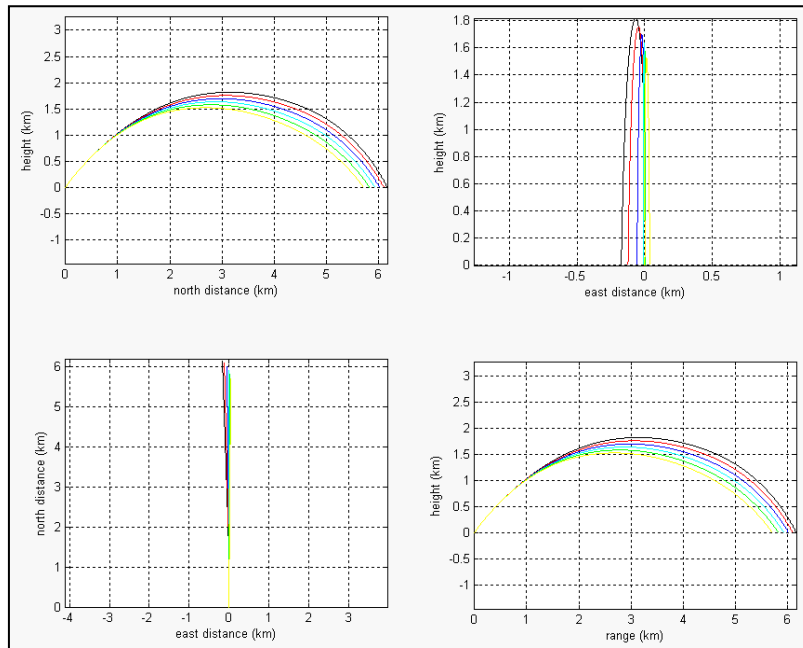
Sebagai contoh diberikan input defleksi *fin* untuk menginduksi momen *pitch* positif (*pitch up*) dalam kondisi penerbangan yang disimulasikan tanpa gangguan dari luar. Pada semua simulasi pendefleksian sirip dilakukan mulai detik ke-6 atau setelah terjadi separasi antara tingkat pertama dan kedua roket RKN-200. Hasil simulasi trayektori penerbangan dalam kasus ini dapat dilihat pada Gambar 5-1, 5-2, dan 5-3.

Pada Gambar 5-1, ditunjukkan lintas terbang roket yang diperoleh jika *fin* didefleksi selama 10 detik setelah separasi dengan besar sudut defleksi

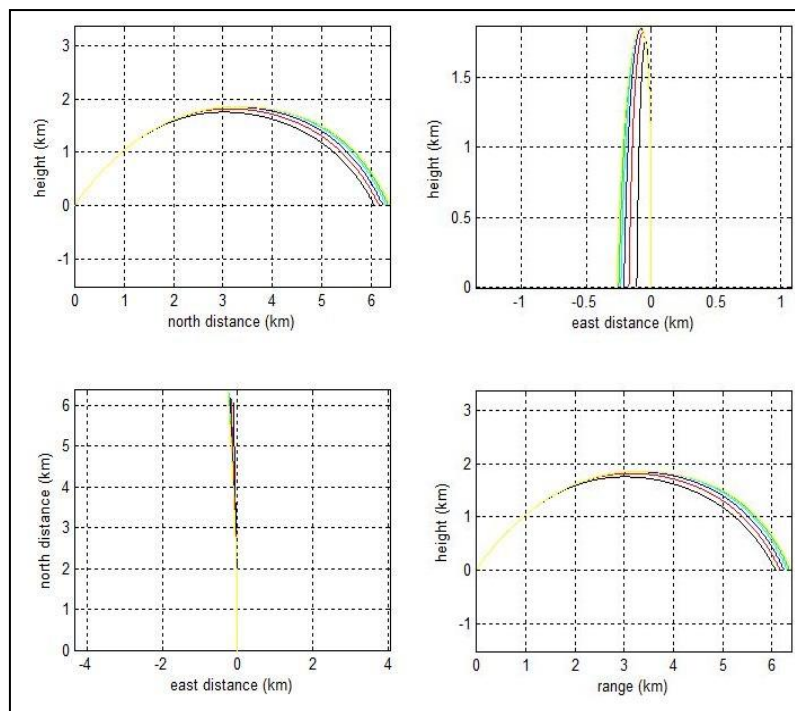
yang bervariasi, yaitu 5° , 3° , 1° , -1° , -3° , -5° .

Gambar 5-2 menunjukkan hasil simulasi lintas terbang roket yang diperoleh jika *fin* didefleksi sebesar 5 derajat dengan lama defleksi yang berbeda, yaitu 5 detik, 10 detik, 15 detik, 20 detik, 25 detik, 30 detik.

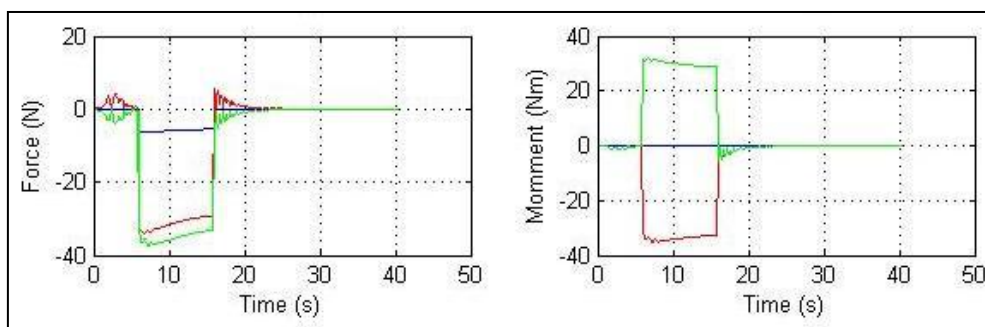
Dari hasil simulasi terlihat bahwa defleksi *fin* negatif, yang menginduksi momen *pitch-up*, akan menambah jarak terbang roket. Sejalan dengan itu, simulasi juga menunjukkan bahwa semakin lama defleksi *fin* negatif diaplikasikan, semakin besar jarak yang ditempuh oleh roket. Selain lintas terbang roket, perangkat lunak yang dikembangkan juga dapat menghitung besarnya gaya dan momen yang bekerja pada roket selama penerbangannya, sebagaimana yang disajikan pada Gambar 5-3, yang terkait dengan simulasi variasi sudut defleksi *fin* (Gambar 5-1)



Gambar 5-1: *Input defleksi fin (pitch-up)*–variasi sudut defleksi, waktu defleksi 10 detik



Gambar 5-2: *Input defleksi fin (pitch-up)*–variasi lama defleksi, defleksi 5 derajat



Gambar 5-3: Respon gaya dan momen pada badan roket (kasus variasi sudut defleksi *fin*)

6 KESIMPULAN

Pada makalah ini telah dideskripsikan pengembangan perangkat lunak untuk mensimulasikan dinamika dan lintas terbang roket *multi-stage*. Pada perangkat lunak yang dikembangkan, berbagai aspek dan faktor yang berpengaruh pada dinamika dan penerbangan roket dimodelkan dalam lingkungan perangkat lunak simulasi. Faktor dan aspek yang diperhitungkan antara lain pengaruh defleksi *fin*, perubahan parameter fisik selama penerbangan, pengaruh lingkungan, dan proses separasi *booster* dari roket utama.

Secara umum, perangkat lunak yang dikembangkan melibatkan proses perhitungan koefisien aerodinamika dengan menggunakan perangkat lunak *Missile Datcom*, serta proses pemodelan dan simulasi dengan menggunakan MATLAB/SIMULINK.

Missile Datcom digunakan untuk menghitung dan membentuk *database* koefisien aerodinamika, dengan menggunakan informasi konfigurasi, parameter fisik, dan kondisi terbang roket. *Database* yang dihasilkan selanjutnya digunakan pada kerangka model dinamika roket yang dibangun dalam lingkungan perangkat lunak MATLAB/SIMULINK.

Perangkat lunak yang dibangun digunakan untuk mensimulasikan dinamika dan lintas terbang roket *multi-stage* RKN200. Dari hasil simulasi dapat dilihat bahwa perangkat lunak yang dikembangkan dapat berfungsi dengan baik dan dapat menghasilkan informasi posisi (trayektori) roket selama penerbangannya yang dibutuhkan untuk analisis karakteristik dan kinerja roket.

Walaupun demikian, pada tahap pengembangan selanjutnya masih perlu dilakukan proses validasi hasil simulasi dengan data-data uji terbang untuk mengevaluasi tingkat akurasi dan

validitas perhitungan yang dilakukan oleh perangkat lunak ini. Selain itu, perlu juga dikembangkan fitur-fitur tambahan untuk keperluan analisis data, implementasi model matematika yang lebih kompleks, dan pemodelan implementasi sistem kendali pada roket yang disimulasikan.

Acknowledgement

Penelitian ini merupakan bagian dari kegiatan bersama ITB dan Pusat Roket LAPAN dalam program Riset Insentif 2010–2011 yang didanai oleh RISTEK Indonesia.

DAFTAR RUJUKAN

- _____, AFRL-VA-WP-TR-1998-3009, *Missile Datcom User's Manual – 1997 Fortran 90 Revision*. ,USA 1998.
- Jenie, Y.I, et al., 2010. *Experiment On The Application Of A Cube Type Gyroscope-Free Inertial Measurement Unit On Lapans Rum Payload-Test Rockets*, 27th International Congress Of The Aeronautical Sciences, Nice, France.
- MATLAB/SIMULINK User Manual, Mathworks Inc. Sciences, Nice, France, 2010.
- NIMA TR8350.2: *Department of Defense World Geodetic System 1984, Its Definition and Relationship with Local Geodetic Systems*.
- Sofyan, E., KP-2010-1872. *Laporan Kemajuan Kegiatan, Pengembangan Roket Kendali Nasional Berpropelan Komposit Padat*, Program Insentif Peningkatan Kapasitas Iptek Sistem Produksi, Ristek, 2010.
- Steven, B. L. and Lewis, F. L., 1992. *Aircraft Control and Simulation*, John Wiley & Sons, Inc. USA.
- U.S. Standard Atmosphere, 1976. U.S. Government Printing Office, Washington, D.C.

