

ANALISIS LINTAS TERBANG ROKET MULTI-STAGE RKN200

Rianto. A. Sasongko, Yazdi. I. Jenie, Ridanto. E. Poetro

Program Studi Aeronotika dan Astronotika, Fakultas Teknik Mesin dan Dirgantara ITB

e-mail: r.a.sasongko@gmail.com

Diterima 23 September 2011; Disetujui 29 November 2011

ABSTRACT

This paper deals with a trajectory analysis of RKN200 multi-stage rocket system. The implementation of a multi-stage configuration means that a separation process has to be taken within the flight phase. The separation process is basically a transition process from a phase with booster as initial/launch propulsion to that with sustainer as the propulsion for the rest of flight time. RKN200 is a multi-stage rocket developed by LAPAN Indonesia for defence applications. In a multi-stage rocket development process, stage separation becomes a critical phase which should be considered carefully, since this phase will significantly affect the entire flight performance of the rocket. In this paper, the trajectory of RKN200 is analyzed in various cases with separation process included. The separation stage is modeled as a discrete process, i.e. by applying a sudden change on the rocket parameters values at the time of separation. In addition to that, impulsive force and moment which occur as a result of the separation ignition will also introduced into the mathematical model of the rocket dynamics, such that their influence to the rocket flight variables can be counted and computed. The modeling, simulation, and analysis of the flight trajectory are conducted using a simulation software already developed for rocket dynamic and performance analysis. Some simulation results are presented and analyzed to evaluate the RKN200 flight trajectory in some flight settings and conditions, and also to observe the effect of stage separation process on the rocket flight.

Keywords: *Rocket, Flight trajectory, Stage separation*

ABSTRAK

Pada makalah ini dibahas analisis lintas terbang roket multi-stage RKN200. Penggunaan konfigurasi roket *multi-stage* memiliki konsekuensi adanya proses separasi yang harus dilakukan. Proses separasi ini pada prinsipnya dilakukan untuk bertransisi dari penggunaan booster sebagai sistem propulsi awal saat peluncuran ke sistem sustainer yang akan mendorong roket pada proses penerbangan selanjutnya. Roket RKN200 adalah suatu konfigurasi roket *multi-stage* yang dikembangkan Lembaga Penerbangan Antariksa Nasional (LAPAN) untuk aplikasi roket pertahanan. Dalam proses pengembangannya, proses separasi menjadi satu tahap kritis yang harus diperhitungkan dengan baik, karena proses ini akan mempengaruhi secara signifikan prestasi terbang roket secara keseluruhan. Pada makalah ini, lintas terbang roket RKN200 akan dianalisis dengan melibatkan proses separasi yang dimodelkan sebagai suatu proses diskrit, dimana terjadi perubahan parameter roket secara seketika saat proses tersebut terjadi. Selain itu, gaya dan momen *impulsive* yang terjadi saat inisiasi separasi akan dilibatkan dalam perhitungan dan simulasi variabel lintas terbang roket. Simulasi dan analisis lintas terbang akan dilakukan dengan menggunakan perangkat lunak analisis lintas terbang roket yang telah dikembangkan sebelumnya. Beberapa hasil simulasi dan analisisnya akan disajikan terutama untuk mengamati pengaruh proses separasi terhadap lintas terbang roket.

Kata kunci: *Roket, Lintas terbang, Separasi*

1 PENDAHULUAN

Roket dengan konfigurasi *multi-stage* dapat diaplikasikan untuk berbagai kebutuhan, seperti untuk membawa satelit ke orbitnya dan untuk keperluan aplikasi militer. Pada konfigurasi ini, salah satu fasa yang kritis dan sangat menentukan keberhasilan misi roket adalah saat terjadi separasi, yaitu saat *booster* roket dilepaskan dari roket induknya. Proses separasi akan berpengaruh secara signifikan pada proses penerbangan roket selanjutnya. Jika proses ini mengalami kegagalan, atau berjalan tidak sempurna, maka akan sangat berpotensi menggagalkan keseluruhan misi terbang roket.

Secara dinamik, proses separasi akan mengintroduksi perubahan parameter fisik roket yang cukup signifikan, sehingga akan terjadi perubahan karakteristik roket secara keseluruhan. Selain itu, untuk menginisiasi proses separasi dapat diaplikasikan gaya yang bersifat *impulsive* untuk mendorong proses pemisahan. Gaya tambahan ini dapat dipandang sebagai suatu gangguan yang mengeksitasi badan roket dan akan membangkitkan respon dinamik dari sistem roket secara keseluruhan. Respon dinamik ini dapat mempengaruhi sikap dan pergerakan roket, dan akhirnya akan ikut menentukan trayektori terbang yang dihasilkan. Karena itu, dalam analisis dinamika dan prestasi terbang roket *multi-stage*, proses separasi perlu diperhitungkan dengan baik, terutama pengaruhnya terhadap respon dinamik dan lintas terbang roket.

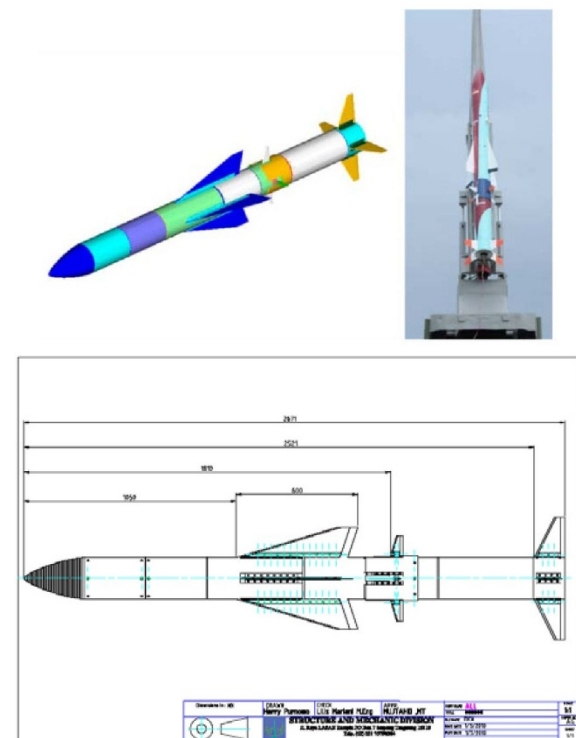
Makalah ini akan membahas tentang analisis lintas terbang roket *multi-stage* dengan menggunakan perangkat lunak simulasi yang telah dikembangkan sebelumnya. Pembahasan akan meliputi deskripsi sistem roket yang akan dianalisis, profil dan skenario terbang, penjelasan singkat tentang perangkat lunak simulasi, pembentukan model dan data base koefisien aerodinamik, dan diakhiri dengan presentasi dan analisis hasil simulasi. Pada makalah

ini, kasus yang ditinjau dan dianalisis belum memperhitungkan adanya pen-defleksian sirip roket untuk keperluan pengendalian, dengan kata lain semua sirip roket diasumsikan dalam posisi yang tetap (*fixed*).

2 ROKET RKN200

2.1 Deskripsi Sistem

RKN200 adalah sebuah roket kendali dengan konfigurasi dua tingkat dan berdiameter 200 mm yang dikembangkan oleh LAPAN. Roket ini adalah prototip sistem roket yang dibuat untuk menunjang program pengembangan roket kendali nasional. RKN200 memiliki propelan bertipe solid *booster* pada tingkat pertamanya, dan *solid-end-burning sustainer* pada tingkat kedua. Roket ini dirancang untuk dapat dilengkapi dengan sistem kendali untuk mengarahkannya menuju sasaran. Bentuk geometris RKN200 dapat dilihat pada Gambar 2-1.



Gambar 2-1: Bentuk geometris RKN200 [Sofyan, E., 2010]

Data parameter fisik dan geometri RKN200 diperoleh dan diekstrak dari referensi [Sofyan, E., 2010], sebagaimana dirangkum pada Tabel 2-1.

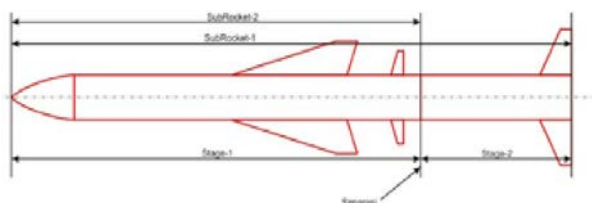
Tabel 2-1: DATA PARAMETER FISIK DAN GEOMETRI RKN200 [1]

No.	Data	Unit	Nilai	Referensi
SubRoket 1				
1.	Panjang referensi longitudinal	m	0.2	Ref [Sofyan, E., 2010] (diameter)
2.	Panjang referensi Lateral direksional	m	0.2	Ref [Sofyan, E., 2010] (diameter)
3.	Area referensi	m ²	0.0314	Luas Penampang Badan
4.	Posisi CG longitudinal awal	m	1.51	Ref [Sofyan, E., 2010]
5.	Massa Struktural	kg	85.465	Ref [Sofyan, E., 2010]
6.	Massa propelan awal	kg	10.4	Ref [Sofyan, E., 2010]
7.	Panjang Launcher	m	2.0	Asumsi
8.	Gaya Friksi Launcher	N	0.0	Asumsi
9.	Panjang Total Subroket-1	m	2.67	Ref [Sofyan, E., 2010]
10.	Range Kecepatan	Mach	0 – 0.9	Ref [Sofyan, E., 2010]
11.	Range Ketinggian	km	0 – 4.7	Ref [Sofyan, E., 2010]
SubRoket 2				
1.	Panjang referensi longitudinal	m	0.2	Ref [Sofyan, E., 2010] (diameter)
2.	Panjang referensi Lateral direksional	m	0.2	Ref [Sofyan, E., 2010] (diameter)
3.	Area referensi	m ²	0.0314	Luas Penampang Badan
4.	Posisi CG longitudinal awal	m	0.94	Lihat bagian 2.4
5.	Massa Struktural	kg	50.4	Ref [Sofyan, E., 2010]
6.	Massa propelan awal	kg	7.6	Ref [Sofyan, E., 2010]
7.	Panjang Total Subroket-2	m	1.95	Ref [Sofyan, E., 2010]
8.	Range Kecepatan	m/s	0 – 0.9	Ref [Sofyan, E., 2010]
9.	Range Ketinggian	m	0 – 4.7	Ref [Sofyan, E., 2010]

2.2 Skenario Terbang RKN200

Skenario peluncuran dan profil penerbangan RKN200 dapat dibagi dalam beberapa fasa, sebagaimana dapat dilihat pada Gambar 2-2.

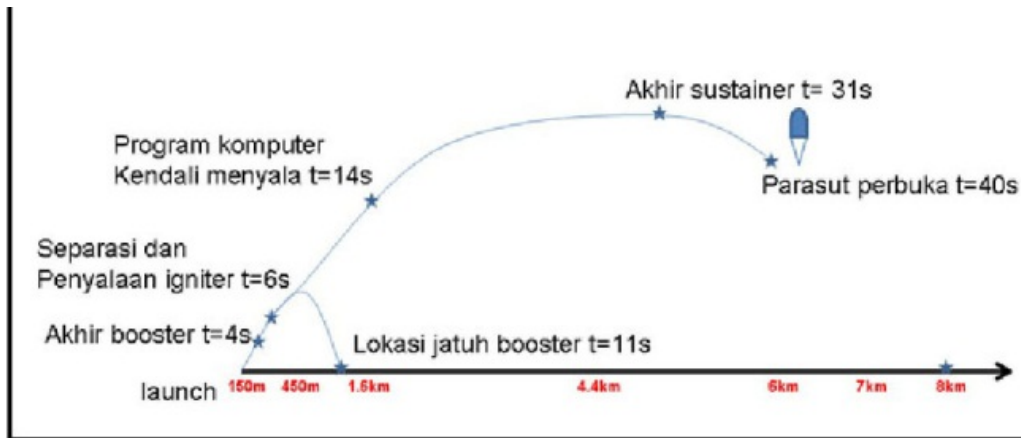
Sebagaimana telah dijelaskan sebelumnya, RKN200 adalah roket 2 fasa, sehingga untuk keperluan analisis, roket tersebut dapat dibagi menjadi 2 subroket, yaitu subroket 1 yang didefinisikan sebagai Roket RKN yang utuh dengan *booster* terpasang (konfigurasi peluncuran), dan subroket 2 yang didefinisikan sebagai roket RKN tanpa *booster* (konfigurasi setelah separasi). Konfigurasi subroket 1 dan subroket 2 dapat dilihat pada Gambar 2-2.



Gambar 2-2: Konfigurasi Subroket 1 dan subroket 2

Dengan definisi subroket di atas, maka fasa terbang roket RKN, yang diilustrasikan pada Gambar 2-3, dapat dijelaskan sebagai berikut.

- Detik 00 : Peluncuran RKN200, subroket-1 (Stage-1 dan Stage-2) dengan *booster*, *Tail flap* = 0 deg,
- Detik 04 : *Booster* diperkirakan habis terbakar,
- Detik 06 : Separasi Stage 1 dan Penyalaan *Sustainer*,
- Detik 14 : Program Kendali diaktifkan, anti *rolling* (8s),
- Detik 22 : Program Kendali *Pitch down* 30 deg (5s),
- Detik 27 : Program Kendali *Pitch Up* 45 deg,
- Detik 31 : *Sustainer* diperkirakan habis,
- Detik 40 : Program Kendali Dinonaktifkan, Parasut Terbuka.



Gambar 2-3: Skenario Terbang RKN200 [Sofyan, E., 2010]

Deskripsi fasa terbang ini, dengan beberapa penyesuaian, akan digunakan untuk menyusun skenario urutan simulasi yang akan dilakukan untuk menganalisis lintas terbang roket. Selain itu, dengan menganalisis skenario terbang di atas, dapat diprediksi kondisi terbang roket pada tiap fasanya. Informasi kondisi terbang ini diperlukan untuk menentukan parameter pada perhitungan koefisien aerodinamika roket. Selain itu, pada simulasi dan analisis awal ini, algoritma pengendalian roket dan model parasut yang rencananya akan digunakan, belum tersedia. Karena itu simulasi yang akan dilakukan adalah penerbangan bebas parabolik (balistik), di mana setelah propelan *sustainer* habis terbakar, roket akan terus bergerak bebas tanpa pengendalian dan gaya propulsi hingga jatuh kembali ke tanah (Bumi) akibat gravitasi.

3 PERANGKAT LUNAK SIMULASI

Untuk melakukan simulasi penerbangan roket, akan digunakan perangkat lunak simulasi dinamika dan prestasi terbang roket yang telah dikembangkan di Fakultas Teknik Mesin dan Dirgantara (FTMD) ITB [R.E. Poetro, et. al., 2012]. Perangkat lunak ini dikembangkan berdasarkan persamaan matematika dinamika roket yang diterjemahkan menjadi model simulasi numerik dengan menggunakan aplikasi MATLAB/SIMULINK [SIMULINK User Manual]. Pada *section*

ini akan dibahas secara singkat perangkat lunak simulasi yang akan digunakan.

3.1 Persamaan Matematika Dinamika Roket

Model matematika yang digunakan untuk menggambarkan penerbangan roket RKN200 adalah seperangkat persamaan gerak yang berbasis *quaternion* [Steven, B. L. and Lewis, F. L., 1992]. Model matematika yang digunakan diturunkan dari persamaan gerak translasi dan rotasi roket sebagai suatu benda kaku, yang melibatkan gaya dan momen inersial, aerodinamika, gravitasi, propulsi, pengendalian, dan gangguan lingkungan luar, sebagaimana terlihat pada Persamaan 3-1 dan 3-2 berikut.

$$\begin{aligned} \dot{u} &= rv - qw - g \sin \theta + \frac{F_x}{m} \\ \dot{v} &= ru - pw - g \sin \phi \cos \theta + \frac{F_y}{m} \\ \dot{w} &= qu - pv + g \cos \phi \cos \theta + \frac{F_z}{m} \end{aligned} \tag{3-1}$$

$$\begin{aligned} \dot{p} &= (c_1 r + c_2 p) q + c_3 L + c_4 N \\ \dot{q} &= c_5 p r - \epsilon_6 (p^2 - r^2) - \epsilon_7 M \\ \dot{r} &= (c_8 p - \epsilon_2 r) q - \epsilon_4 \tilde{L} - \epsilon_9 N \end{aligned} \tag{3-2}$$

Penjelasan detail tentang penurunan persamaan dan arti fisik koefisien dan variabel yang digunakan pada persamaan di atas dapat diperoleh pada

referensi [Steven, B. L. and Lewis, F. L., 1992]. Selain itu, sejumlah persamaan kinematik juga dilibatkan untuk merepresentasikan hubungan antara variabel-variabel dinamik yang digunakan pada persamaan gerak. Selanjutnya, untuk merekonstruksi pergerakan pusat massa roket, sejumlah persamaan navigasi juga digunakan pada perhitungan yang dilakukan oleh perangkat lunak simulasi. Detil persamaan matematika yang digunakan pada perangkat lunak simulasi dapat dilihat pada [R.E. Petro, et al., 2012].

3.2 Database Parameter Roket

Secara umum, untuk dapat menjalankan simulasi penerbangan wahana terbang roket RKN200, atau dengan kata lain memecahkan persamaan gerak roket tersebut, diperlukan informasi harga parameter/kofisien yang harus diinputkan ke dalam persamaan gerak. Informasi/data harga parameter dan kofisien tersebut terkait dengan konfigurasi dan kondisi penerbangan roket pada setiap instan waktu simulasi. Informasi/data yang harus tersedia tersebut terdiri dari:

- Data Dasar
- Data Aerodinamika
- Data propulsi
- Data massa dan Keseimbangan
- Data lain-lain

Data dasar, yang berupa data konfigurasi dan geometri, dan data distribusi massa/keseimbangan diperoleh dari spesifikasi teknis RKN200. Demikian pula data propulsi, yang diekstrak dari hasil pengujian darat propelan roket yang tersedia pada referensi [Sofyan, E., 2010]. Sedangkan data aerodinamika, yaitu data kofisien aerodinamika diperoleh dari hasil perhitungan numerik dengan perangkat lunak Missile Datcom [_____, 1998].

3.2.1 Data aerodinamika

Sebagaimana telah dijelaskan sebelumnya, gaya dan momen aero-

dinamika pada model matematika dinamika roket dinyatakan sebagai kofisien-kofisien gaya dan momen yang bergantung pada konfigurasi, geometri, dan ukuran badan roket beserta seluruh bidang aerodinamiknya (*fin/sirip*). Tiap bagian roket akan memberikan kontribusi pada besar dan arah gaya/momen aerodinamika yang muncul pada roket secara keseluruhan. Pada tahap ini, seluruh kofisien aerodinamika yang dibutuhkan diperoleh dengan melakukan perhitungan numerik dengan perangkat lunak Missile Datcom [_____, 1998]. Untuk melakukan perhitungan kofisien aerodinamika roket, diperlukan beberapa data yang terkait dengan konfigurasi, geometri, profil/kondisi terbang, dan beberapa data tambahan lain. Beberapa data/informasi yang dibutuhkan tersebut akan dijelaskan sebagai berikut.

a. Profil/Kondisi Terbang

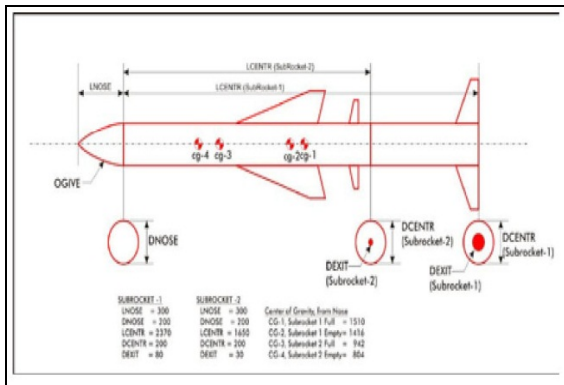
Perhitungan numerik Missile Datcom memerlukan pendefinisian daerah uji dimana analisis karakteristik terbang akan dilakukan. Daerah uji ini meliputi kecepatan terbang, ketinggian terbang, serta sudut serangnya. Sebagai tambahan, letak CG untuk tiap konfigurasi sub-roket akan ikut diperhitungkan untuk mendefinisikan daerah analisis. Dengan menggunakan parameter tersebut di atas, maka daerah uji yang akan digunakan pada perhitungan kofisien karakteristik RKN200 didefinisikan sebagai berikut:

- Range Kecepatan : 0.01, 0.1, 0.2, ... 1.2 *Mach*,
- Range Ketinggian : 0, 3000, 5000 meter,
- Range Sudut serang : -16, -14, ..., 14, 16 *degree*,
- Range CG : Konfigurasi *Full* dan *Empty*,
- Range Subroket : Subroket-1 dan Subroket-2.

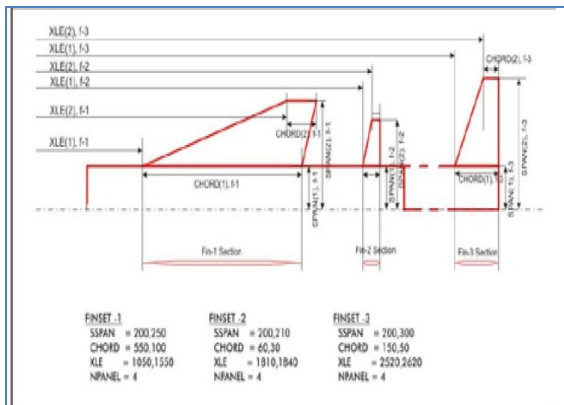
b. Konfigurasi Badan dan Sirip Roket

Data konfigurasi dan geometri roket, beserta data distribusi massa,

diperoleh dari spesifikasi teknis [Sofyan, E., 2010], sebagaimana tersaji pada Gambar 3-1. Roket RKN200 memiliki 3 set sirip yang dipasang di bagian depan, tengah, dan belakang roket. Sirip depan dan tengah terpasang pada komponen sustainer, sedangkan sirip belakang terpasang pada bagian booster dan akan ikut dilepas saat separasi. Tiap set sirip terdiri dari 4 sirip yang dipasang melingkari badan roket dengan perbedaan sudut pasang antara satu sirip dengan sirip yang lain sebesar 90°, 180°, dan 270°. Geometri, ukuran, dan posisi sirip RKN200 dijelaskan pada Gambar 3-2.

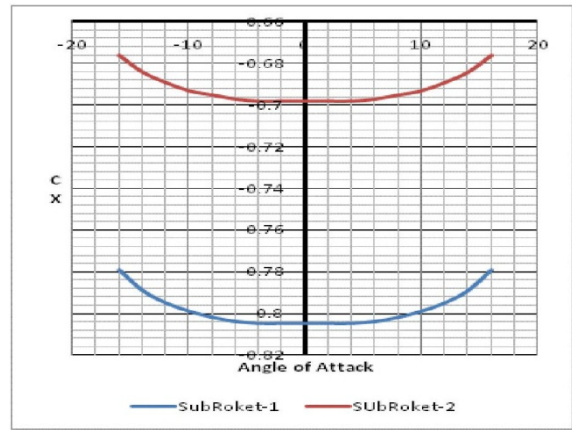


Gambar 3-1: Konfigurasi & geometri RKN-200

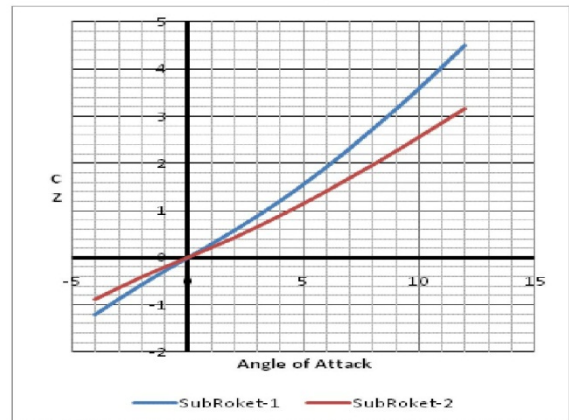


Gambar 3-2: Konfigurasi sirip RKN200

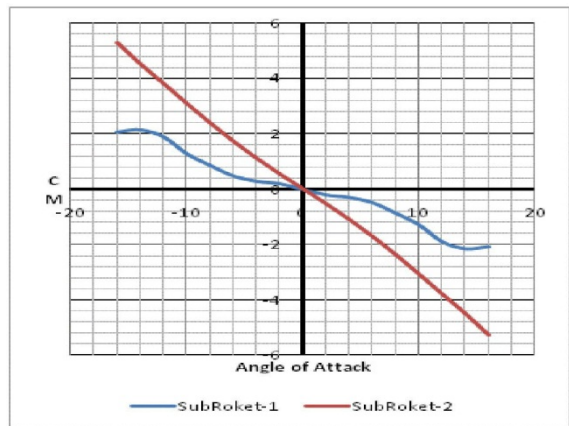
Sirip diasumsikan memiliki bentuk airfoil supersonik yang berbentuk hexagonal, dengan tebal yang tetap (~0.0075 m), sesuai dengan informasi dari referensi [Sofyan, E., 2010]. Beberapa data koefisien aerodinamika RKN200 hasil perhitungan dengan Missile Datcom dapat dilihat pada Gambar 3-3.



(a) Koefisien gaya pada arah X benda



(b) Koefisien gaya pada arah Z benda



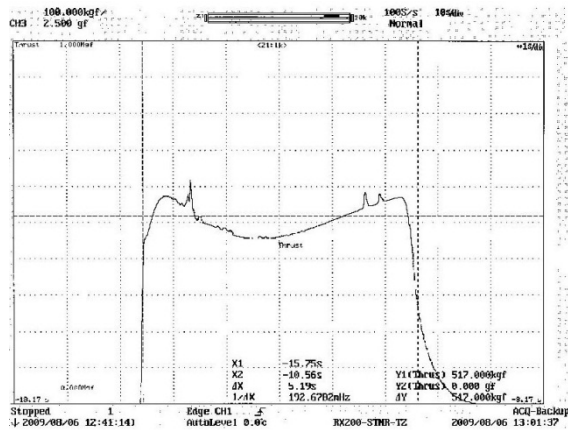
(c) Koefisien moment pitch

Gambar 3-3: Koefisien Aerodinamika RKN-200 hasil perhitungan Missile Datcom

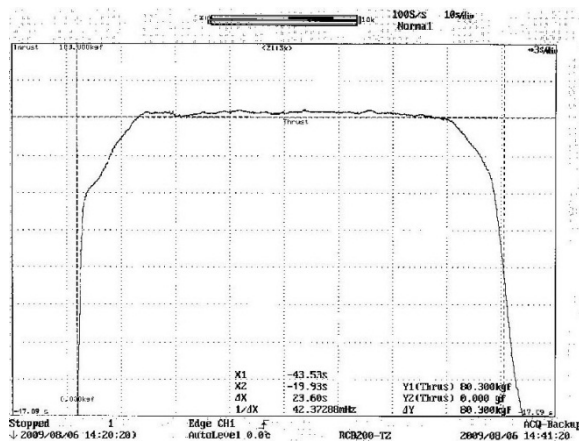
3.2.2 Data propulsi

Sebagaimana dijelaskan sebelumnya, data propulsi, yang dibutuhkan untuk melakukan perhitungan solusi persamaan gerak, diperoleh dari informasi hasil uji darat propelan yang diasumsikan digunakan pada roket RKN200 [Sofyan, E., 2010]. Data profil

gaya dorong (*thrust*) yang dihasilkan oleh pembakaran propelan dalam periode waktu tertentu (sampai propelan habis terbakar) dapat dilihat pada Gambar 3-4. Gaya propulsi ini, pada simulasi, diasumsikan akan bekerja hanya pada arah sumbu X benda.



(a) booster



(b) sustainer

Gambar 3-4: Data profil *thrust* sistem propulsi

3.2.3 Data tambahan

Beberapa informasi tambahan yang terkait dengan kondisi operasi (peluncuran) dan lingkungan terbang juga perlu ditambahkan. Informasi tersebut antara lain adalah:

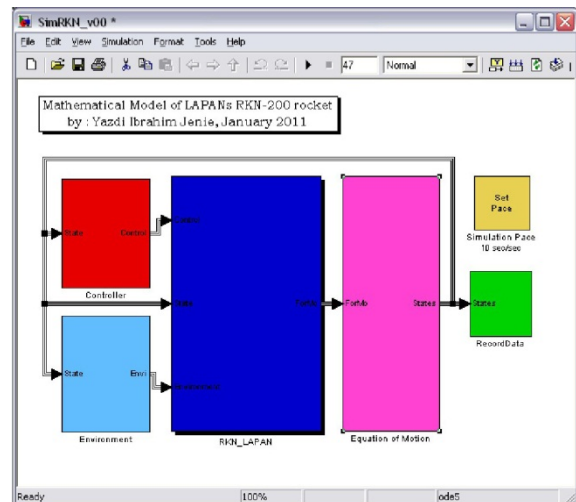
- Launcher diasumsikan memiliki panjang 2 meter, tanpa gesekan mekanis, dan terpasang pada sudut *pitch* awal 60 derajat,
- Properti udara (kerapatan, tekanan, kecepatan suara) mengacu pada model dasar atmosfer ISA [U.S. Standard Atmosphere, 1976,

- Gaya gravitasi mengacu pada model gravitasi bumi WGS84 [NIMA TR8350. 2, 1984].

Pada proses simulasi dapat diberikan input gaya/momen tambahan untuk merekonstruksi gangguan lingkungan luar dan gangguan akibat proses separasi.

3.3 Model SIMULINK

Untuk dapat mensimulasikan gerak dari wahana roket RKN200, sebuah perangkat lunak simulasi telah dikembangkan dengan menggunakan aplikasi SIMULINK [SIMULINK User Manual], dimana persamaan matematik yang merepresentasikan gerak dan dinamika roket diterjemahkan dalam bentuk blok diagram. Level teratas dari Blok Diagram Simulink tersebut adalah sebagaimana disajikan pada Gambar 3-5. Penjelasan yang lebih lengkap tentang model SIMULINK perangkat lunak simulasi ini dapat dilihat pada [R. E. Poetro, et. al., 2012].



Gambar 3-5: Model SIMULINK perangkat lunak simulasi

4 SIMULASI DAN ANALISIS

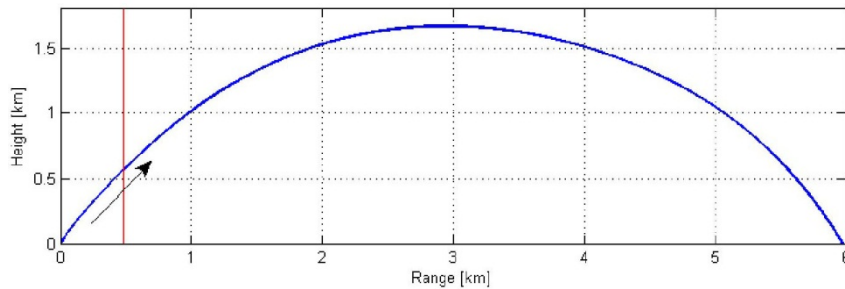
Dengan menggunakan perangkat lunak yang telah dijelaskan di atas, dilakukan simulasi untuk menganalisis lintas terbang roket RKN200 dalam beberapa kondisi terbang. Pada tiap kasus simulasi diterapkan beberapa kondisi awal berikut:

- Roll awal 45 derajat (sesuai kondisi awal peluncuran [Sofyan, E., 2010]),
- Pitch Awal 60 derajat [Sofyan, E., 2010],
- Heading awal 0 derajat, menghadap utara,
- Panjang launcher asumsi 2 m,
- ketinggian awal 0 m.

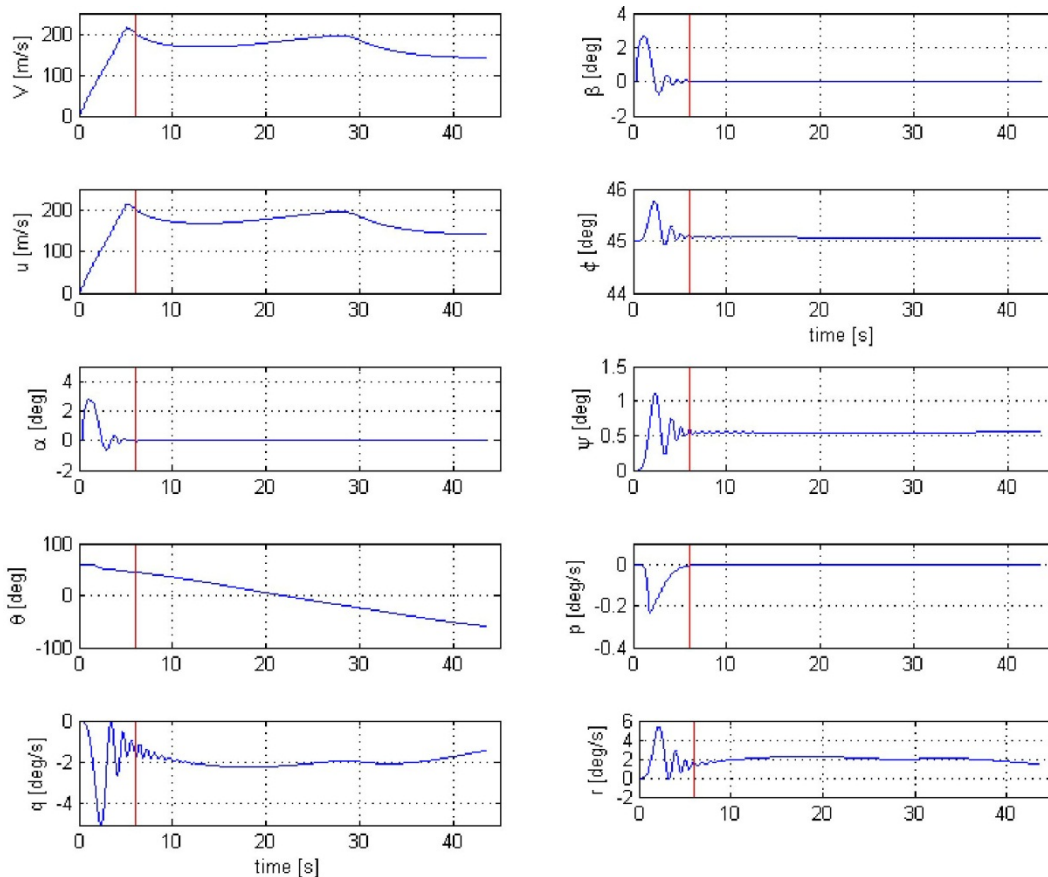
4.1 Kondisi Terbang tanpa gangguan

Pada kasus ini, roket diluncurkan dan menjalani seluruh fasa terbangnya

tanpa adanya gangguan dari lingkungan dan diasumsikan proses separasi terjadi dengan sempurna. Simulasi dijalankan dari peluncuran dengan booster hingga roket RKN jatuh kembali ke tanah (ketinggian = 0 m). Gambar 4-1 menunjukkan jalannya simulasi berupa grafik ketinggian dan jarak, serta respon dinamik wahana terbang roket RKN200 pada matra longitudinal maupun lateral direksional. Garis merah pada gambar menunjukkan waktu terjadinya separasi.



(a) Lintas Terbang RKN200 (kasus 1)



(b) Respon variabel terbang RKN200 (kasus 1)

Gambar 4-1: Hasil simulasi kasus penerbangan tanpa gangguan

Dari hasil simulasi terlihat bahwa, dengan asumsi separasi terjadi dengan sempurna, maka penerbangan roket akan membentuk lintasan yang menyerupai lintasan balistik, dimana pada sebagian masa terbangnya, pergerakan roket hanya dipengaruhi oleh gaya gravitasi dan momentum kinetiknya.

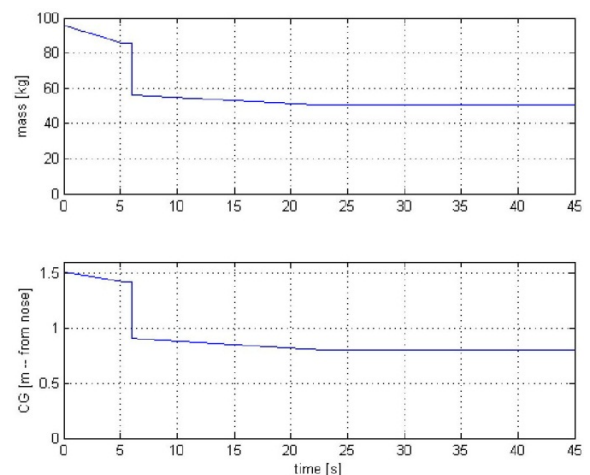
RKN200 dengan dua tingkatnya mampu mencapai jarak 6 km dan ketinggian maksimum 1.62 km untuk sudut awal peluncuran 60° . Didapatkan pula informasi bahwa propulsi *booster* tingkat pertama RKN200 mampu mengakselerasi roket dari nol hingga 214.2 m/s, atau 0.6253 *mach*, dalam waktu kurang lebih 4-5 detik. Selanjutnya kecepatan terbang roket mengalami penurunan karena propelan *booster* telah habis terbakar (pada detik ke-4). Setelah separasi dan *sustainer* dinyalakan (pada detik ke-6), *sustainer* mampu meningkatkan kecepatan dari sekitar 170 m/s menjadi 210 m/s dan kemudian mempertahankannya hingga akhirnya propelan *sustainer* habis terbakar pada detik ke 30-31, dan kecepatan wahana mengikuti kecepatan benda jatuh dengan kecepatan awal arah vertikal dan horizontal.

Pada awal peluncuran, terlihat adanya osilasi pada matra longitudinal dan matra lateral direksional. Hal ini disebabkan oleh pemodelan *launcher* yang digunakan dalam simulasi. Saat roket masih berada di atas *launcher*, yaitu selama pergerakan arah X benda roket kurang dari 2 meter (ukuran panjang *launcher*), maka semua gaya dan momen luar yang seharusnya bekerja pada roket dianggap bernilai nol, kecuali gaya pada arah X benda yang menyebabkan roket bergerak ke depan. Saat roket sudah tidak lagi ditumpu oleh *launcher* (setelah bergerak lebih dari 2 meter), maka semua gaya dan momen yang telah dihitung, terutama yang bekerja pada bidang lateral roket, seketika diaplikasikan pada roket sebagai sistem inersial. Akibatnya terjadi respon transien yang kemudian akan meluruh dengan bertambahnya waktu simulasi, menuju suatu harga yang relatif konstan.

Fenomena ini juga menunjukkan bahwa sistem roket yang dikaji memiliki kestabilan yang cukup baik.

Hasil simulasi juga menunjukkan bahwa roket akan cenderung mempertahankan sudut rollnya sesuai kondisi awal peluncuran (45°), dimana *roll-rate* dipertahankan tetap berharga nol, walaupun di beberapa saat awal terjadi putaran *roll* untuk mengantisipasi respon transien yang muncul.

Informasi lain yang dapat diperoleh dari simulasi yang dilakukan adalah perubahan massa dan pergeseran titik C.G. roket selama penerbangannya. Sebagaimana diketahui, seiring dengan terbakarnya propelan *booster* dan *sustainer*, serta pelepasan sebagian komponen roket saat separasi, akan terjadi perubahan massa dan posisi titik C.G. roket. Hal ini dapat dilihat dari hasil simulasi yang dipresentasikan pada Gambar 4-2.



Gambar 4-2: Perubahan massa dan posisi C.G.

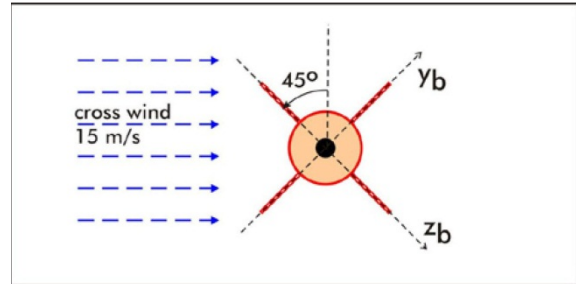
4.2 Kondisi Terbang Subroket-1 dengan gangguan angin samping (*cross wind*)

Simulasi kedua dijalankan untuk mendapatkan gambaran apabila terjadi suatu gangguan pada saat fase-1 penerbangan RKN200, atau dengan kata lain, subroket-1 dari RKN200. Di sini separasi tidak dilakukan, dan simulasi dilakukan dari penyalaan *booster* hingga roket jauh kembali ke tanah. Gangguan diberikan berupa suatu angin dari samping dengan kecepatan 15 m/s atau

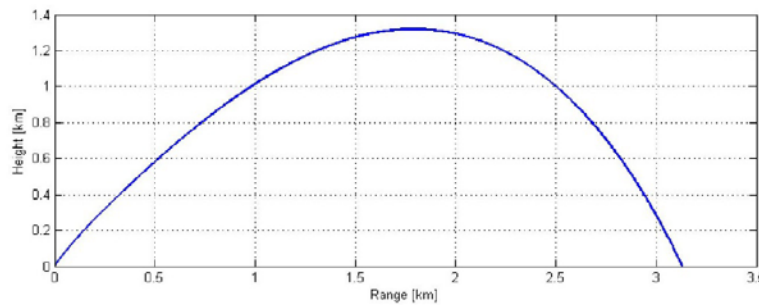
kurang lebih 30 knots, selama tiga detik (dimulai pada detik ke 8). Angin diberikan ke arah sumbu Y positif tata acuan koordinat Bumi, yang berarti bekerja pada sumbu Y-positif dan Z-positif tata acuan koordinat benda, sebagaimana ditunjukkan pada Gambar 4-3.

Sebagaimana terlihat pada Gambar 4-4, tanpa penggunaan *sustainer*, terlihat *range* dan ketinggian maksimum yang dapat dicapai jauh lebih kecil, yakni 3.1 km dan 1.3 km. Kecepatan tertinggi sama dengan penerbangan simulasi skenario-1, yakni 214.2 m/s, atau 0.6253 *Mach* yang dicapai dalam waktu lima detik.

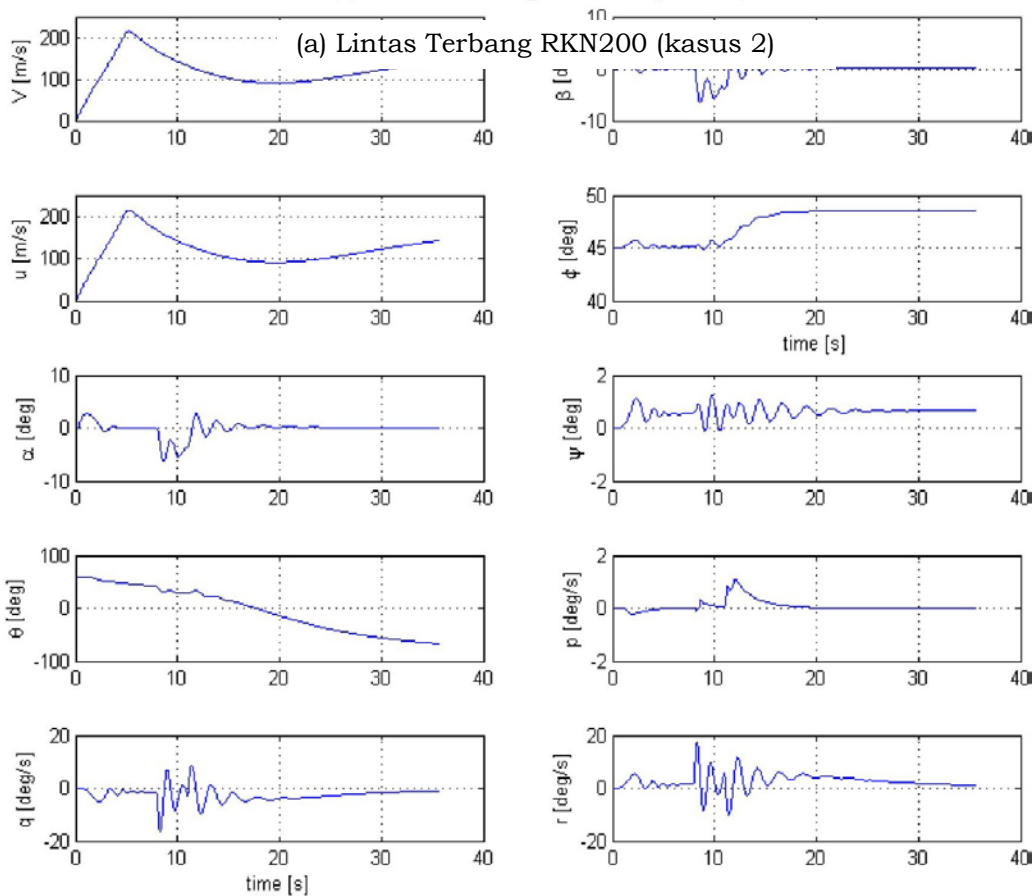
Akan tetapi tanpa *sustainer* kecepatan ini tidak bisa dipertahankan lama dan langsung menurun hingga dibawah 150 m/s.



Gambar 4-3: Definisi Gangguan angin samping (kasus2)



(a) Lintas Terbang RKN200 (kasus 2)



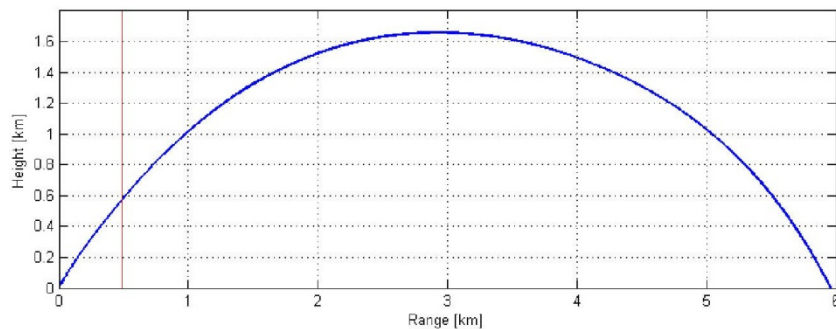
(b) Respon variabel terbang RKN200 (kasus 2)

Gambar 4-4: Hasil simulasi kasus subroket 1 dengan angin samping

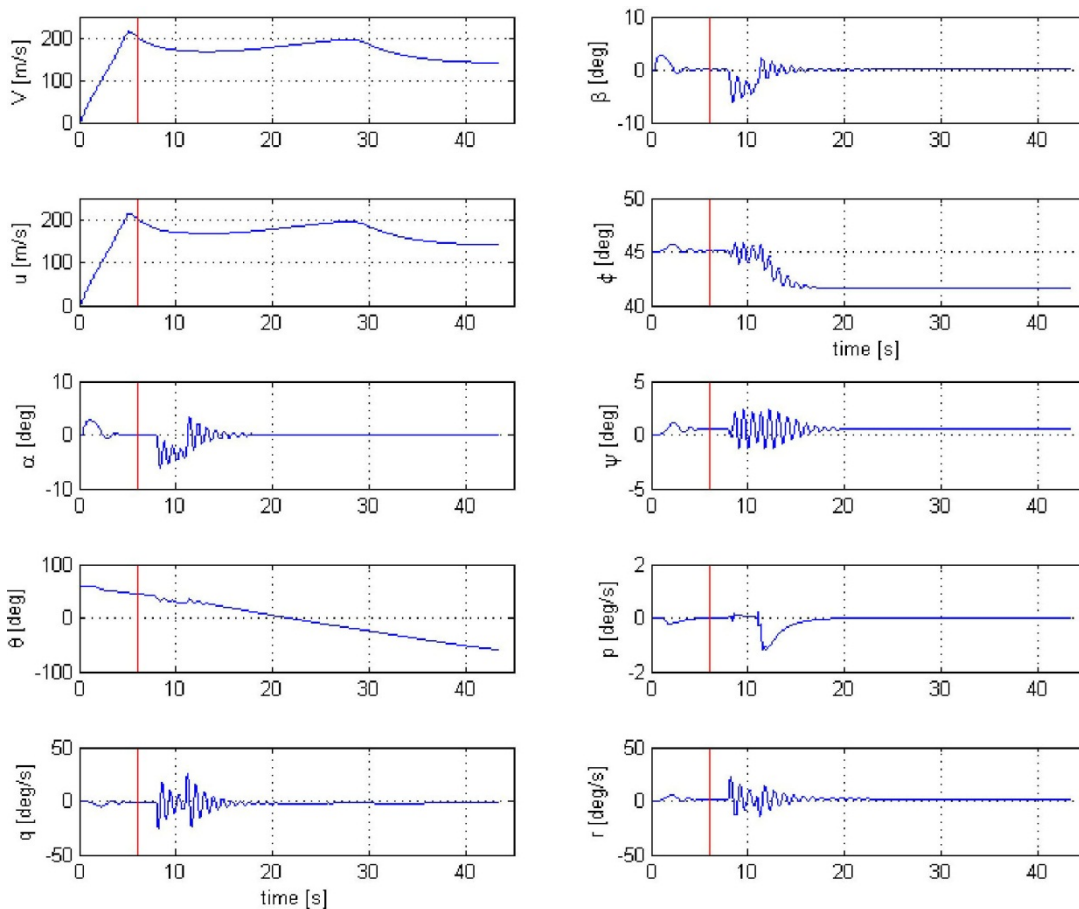
Karena adanya sudut roll 45° pada awal penerbangan membuat pengaruh angin pada variabel gerak roket pada bidang longitudinal dan lateral-direksional menjadi cukup signifikan. Gangguan ini tidak banyak mengubah lintas terbang serta sudut *pitch* roket dibandingkan pada kasus penerbangan fasa-1 tanpa gangguan, tetapi menimbulkan perubahan sudut heading dan sudut roll roket yang cukup signifikan. Hasil simulasi menunjukkan subroket-1 RKN200 stabil secara aerodinamis.

4.3 Kondisi Terbang Subroket-2 dengan gangguan angin samping (*cross wind*)

Simulasi ketiga dijalankan untuk mendapatkan gambaran apabila terjadi suatu gangguan pada saat fase-2 penerbangan RKN200, atau dengan kata lain terjadi gangguan pada subroket-2 dari RKN200. Simulasi dilakukan tetap mulai dari phase-1, yaitu penyalaan *booster*, diikuti proses separasi hingga propelan *sustainer* habis dan akhirnya roket jauh kembali ke tanah.



(a) Lintas Terbang RKN200 (kasus 3)



(b) Respon variabel terbang RKN200 (kasus 3)

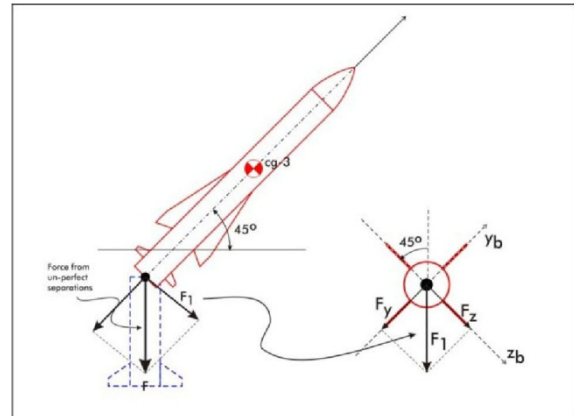
Gambar 4-5: Hasil simulasi kasus subroket 2 dengan angin samping

Gangguan diberikan hanya pada konfigurasi subroket 2, setelah separasi terjadi, berupa suatu angin samping dengan kecepatan 15 m/s, selama tiga detik (dimulai pada detik ke 8). Hasil simulasi dipresentasikan pada Gambar 4-4 di atas. Terlihat bahwa *range* dan ketinggian maksimum yang dapat dicapai tidak banyak berubah dari penerbangan tanpa gangguan yang disimulasikan pada skenario pertama. Kecepatan tertinggi sama dengan penerbangan simulasi skenario-1, yakni 214.2 m/s, atau 0.6253 Mach yang dicapai dalam waktu lima detik. Gangguan angin samping terlihat berpengaruh pada matra longitudinal dan lateral direksional karena digunakannya sudut *roll* 45° pada saat peluncuran yang dipertahankan hingga saat munculnya gangguan angin samping. Gangguan ini tidak banyak mengubah lintas terbang serta sudut *pitch* roket dibandingkan pada kasus penerbangan tanpa gangguan, tetapi menimbulkan perubahan sudut *heading* dan sudut *roll* roket yang cukup signifikan. Hasil simulasi menunjukkan subroket-2 RKN200 stabil secara aerodinamis.

4.4 Kasus Ketidaktepatan Proses Separasi

Pada skenario ini, separasi dianggap tidak terjadi secara sempurna, sehingga komponen *stage-1* (*booster*) yang semestinya terlepas, selama beberapa saat masih menggantung dan mengganggu penerbangan wahana yang dapat dimodelkan sebagai suatu gaya gangguan yang muncul sesaat. Berat kosong *stage-1* adalah sebesar 37 kg, sehingga pada kasus ini, disumsikan bahwa subroket 2 saat separasi akan mengalami gaya gangguan tambahan pada ujung belakangnya sebesar 370 N, pada arah sumbu Z-positif pada TAK Bumi, sebagaimana diilustrasikan pada Gambar 4-6. Gaya gangguan ini diasumsikan muncul selama 1 detik dan besarnya gaya dan momen yang terbangkitkan dianggap konstan. Dengan demikian, ketidaktepatan separasi akan me-

nimbulkan gaya pada sumbu X-negatif, Y-negatif dan Z-positif pada tata acuan koordinat benda, serta momen akibat adanya lengan antara titik kerja gaya gangguan tersebut dengan CG subroket 2. Jika sudut *pitch* saat separasi adalah 45° , maka besarnya gaya dan momen gangguan tersebut adalah: $F_x = -262$ N, $F_y = -185$ N, $F_z = 185$ N, $M = 185$ Nm, $N = -185$ Nm.



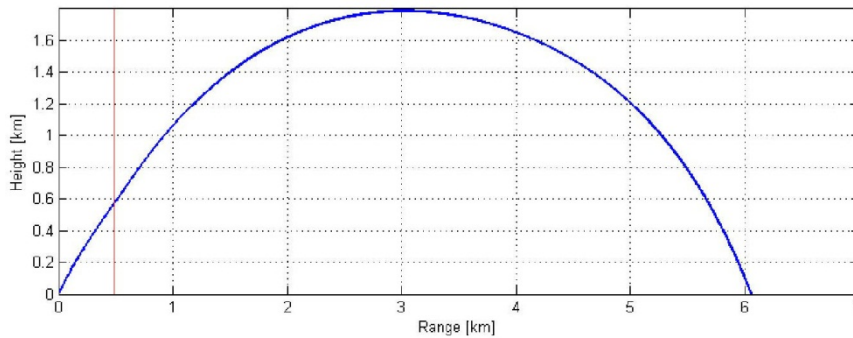
Gambar 4-6: Definisi gangguan akibat ketidaktepatan separasi

Hasil simulasi untuk kasus ketidaktepatan separasi ini dapat dilihat pada Gambar 4-7.

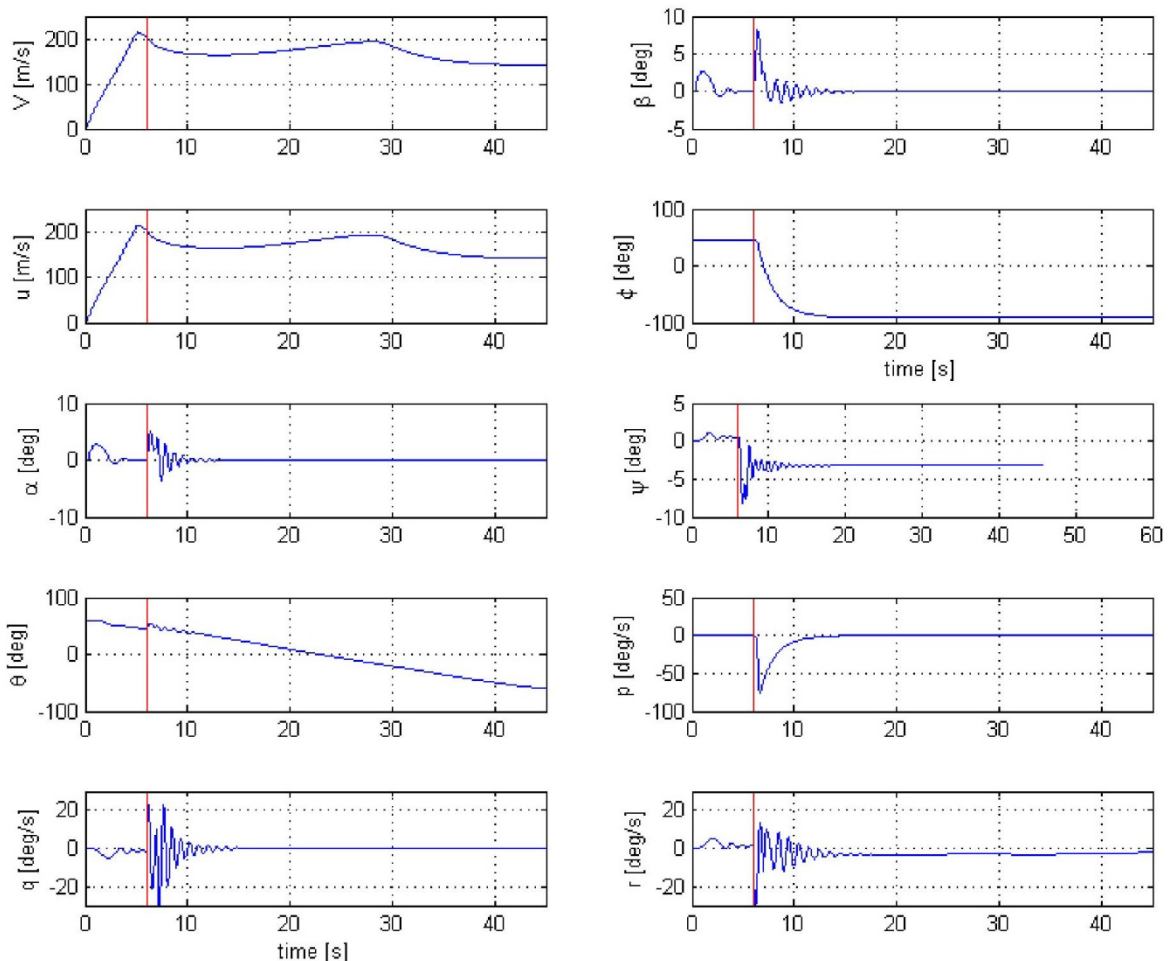
Hasil simulasi menunjukkan bahwa, dengan ketidaktepatan separasi seperti yang didefinisikan di atas (Gambar 4-6), gangguan separasi ini tidak mengganggu lintasan terbang dari roket RKN-200 secara signifikan, apabila dibandingkan dengan lintasan terbang pada kasus penerbangan tanpa gangguan. Walaupun demikian, efek gangguan separasi tersebut terhadap respon variabel terbang roket lebih besar daripada respon akibat gangguan angin samping. Dapat dilihat bahwa akibat gangguan separasi tersebut, sudut serang berosilasi hingga 8° , sedangkan sudut slip samping hingga 17° . Efek lain yang sangat terlihat adalah terinduksinya sudut *roll* ke arah negatif, dari 45° hingga mendekati -100° . Pengaruh pada variabel terbang yang cukup signifikan ini perlu diperhatikan saat pengembangan sistem pengendali untuk manipulasi gerak roket, misalkan sistem

kendali anti-roll. Selain itu perlu juga diperhatikan bahwa gangguan separasi yang disimulasikan di atas adalah gangguan yang bersifat statik (konstan). Hal yang berbeda mungkin akan diperoleh jika gangguan yang berubah terhadap waktu dimasukkan pada pemodelan proses separasi. Sebagai pertimbangan,

gangguan yang muncul akibat proses separasi pada Roket RUM LAPAN mengakibatkan faktor beban meningkat hingga lebih dari 5 kali lipat (5g) pada semua sumbu [Jenie, Y.I, et al], yang dapat memberikan pengaruh yang besar pada respon dinamik dan lintas terbang roket.



(a) Lintas Terbang RKN200 (kasus 4)



(b) Respon variabel terbang RKN200 (kasus 4)

Gambar 4-7: Hasil simulasi kasus ketidaksempurnaan proses separasi

5 KESIMPULAN DAN SARAN

Makalah ini menjelaskan secara singkat proses simulasi dan analisis lintas terbang roket RKN200 LAPAN dengan menggunakan perangkat lunak simulasi yang telah dikembangkan sebelumnya [rid].

Untuk melakukan simulasi lintas terbang, perangkat lunak simulasi yang akan digunakan membutuhkan data-data geometri, konfigurasi, profil operasi, dan parameter fisik lain yang harus sesuai dengan spesifikasi teknis RKN200. Selain itu dibutuhkan pula data koefisien aerodinamika roket yang harus dibangun dengan melakukan perhitungan numerik menggunakan perangkat lunak Missile Datcom.

Simulasi telah dilakukan untuk beberapa kasus/kondisi terbang yang merepresentasikan beberapa skenario yang mungkin terjadi saat pengoperasian roket RKN200. Proses separasi, sebagai salah satu fasa yang cukup kritis pada penerbangan RKN200 juga dilibatkan pada proses simulasi. Semua kasus simulasi yang dilakukan dan dianalisis tidak melibatkan proses pengendalian, dengan demikian semua sirip RKN200 dianggap tidak bergerak (*fixed*).

Hasil simulasi menunjukkan bahwa konfigurasi RKN200 memiliki kestabilan yang cukup baik, karena simulasi menunjukkan bahwa semua variabel terbang selalu konvergen menuju harga tertentu.

Untuk penerbangan parabolik tanpa kendali terbang dan tanpa gangguan, tinggi maksimum yang dicapai adalah 1.62 km, sedangkan jarak maksimum yang dicapai adalah 6 km.

Hasil simulasi juga menunjukkan bahwa dengan sudut *pitch* awal (sudut peluncuran) 60° , sistem *booster* yang digunakan [Sofyan, E., 2010] dapat memberikan kecepatan maksimum sebesar 214.2 m/s atau 0.6 Mach. Setelah separasi, *sustainer* yang digunakan mampu mempertahankan kecepatan

roket relatif konstan, yaitu sekitar 170 – 200 m/s.

Walaupun tidak terlalu mempengaruhi lintas terbang roket, gangguan yang didefinisikan dan disimulasikan pada makalah ini, baik akibat angin samping ataupun kegagalan separasi (Gambar 4-6), cukup mempengaruhi respon variabel gerak roket, terutama variabel sudut *roll*. Artinya gangguan tersebut dapat mempengaruhi dinamika roket relatif terhadap titik beratnya, yang pada tingkat gangguan tertentu akhirnya akan mempengaruhi lintas terbang roket. Hal ini harus diperhatikan terutama jika dikaitkan dengan pengembangan sistem kendali untuk memanipulasi dinamika sikap dan pergerakan roket. Perangkat kendali (sirip pengendali) harus dirancang agar mampu mengantisipasi semua respon yang mungkin dihasilkan roket, termasuk respon akibat adanya gangguan luar, sehingga efektivitas dan kualitas pengendalian dapat dijamin pada tingkat yang diinginkan.

Untuk analisis yang lebih mendalam, perlu dilakukan pemodelan roket yang lebih kompleks dengan melibatkan perhitungan koefisien aerodinamika yang lebih akurat. Selain itu, pemodelan jenis gangguan yang lebih realistis, baik untuk gangguan dari lingkungan ataupun gangguan akibat proses separasi, perlu dikembangkan. Validasi dengan data uji terbang juga akan sangat membantu dalam meningkatkan tingkat akurasi dan kerealistisan sistem simulasi yang dikembangkan.

Acknowledgment

Makalah ini adalah bagian dari hasil program penelitian bersama antara Fakultas Teknik Mesin dan Dirgantara ITB dan Pusat Teknologi Wahana Dirgantara (Teknologi Roket) LAPAN, yang didanai oleh Kementerian RISTEK Republik Indonesia melalui program Riset Insentif tahun 2011 (KP-2011-2768).

DAFTAR RUJUKAN

- Sofyan, E. KP-2010-1872, 2010. *Laporan Kemajuan Kegiatan, Pengembangan Roket Kendali Nasional Berpropelan Komposit Padat*, Program Insentif Peningkatan Kapasitas Iptek Sistem Produksi, Ristek.
- Steven, B. L. and Lewis, F. L., 1992. *Aircraft Control and Simulation*. John Wiley & Sons, Inc., USA.
- _____, AFRL-VA-WP-TR-1998-3009, 1998. *Missile Datcom User's Manual-1997 Fortran 90 Revision*, USA 1998.
- U.S. Standard Atmosphere, 1976, U.S. Government Printing Office, Washington, D.C.
- NIMA TR8350.2, 1984. *Department of Defense World Geodetic System*, Its Definition and Relationship with Local Geodetic Systems.
- 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, 2010.
- R.E. Poetro, et.al, 2012. *Pengembangan Perangkat Lunak Analisis Lintas Terbang Roket Multi-Stage*, 4th Regional Conference on Mechanical and Aerospace Technology, Vietnam, 10 – 11 January 2012.
- SIMULINK User Manual, Mathworks Inc.