

**PENGARUH DARI POSISI PUSAT MASSA ROKET YANG TIDAK  
TERLETAK PADA SUMBU AXIS SIMETRI TERHADAP DINAMIKA  
TERBANG ROKET BALISTIK  
(THE DYNAMIC OF THE ROCKET DUE TO THE OFFSET OF ITS  
CENTER OF MASS RELATIVE TO THE SYMMETRIC AXIS)**

**Ahmad Riyadl**

Pusat Teknologi Roket

Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional

Jl. Raya LAPAN No. 2, Mekarsari, Rumpin, Bogor 16350 Indonesia

e-mail: ahmad.riyadl@lapan.go.id

Diterima 3 November 2015; Direvisi 30 November 2015; Disetujui 30 November 2015

**ABSTRACT**

During a flight test of a ballistic rocket a wobbling motion can occur that is a nonlinear motion forming a conical trajectory. There are several causes can trigger this phenomenon, one of the causes is the offset of the center of mass of the rocket relative to the symmetric axis of the rocket. Considering that most of rockets being tested by LAPAN are ballistic rockets therefore it is necessary to conduct a research to observe the possibility of wobbling motion that resulted from the offset of the center of mass of the rocket during flight test. From the calculation in this research it is seen that the offset of the center of mass of the rocket relative to the symmetric axis of the rocket create rolling, pitching and yawing moments disturbance, to which these disturbance moments triggering a wobbling motion.

*Keywords: Rocket's center of mass, Dynamic simulation, Wobbling*

## ABSTRAK

Dalam uji terbang roket balistik kadang terjadi suatu gerakan *wobbling* yaitu suatu gerakan yang tidak linear membentuk lintasan yang konus. Fenomena ini dapat terjadi dikarenakan berbagai sebab, dimana salah satu penyebabnya adalah posisi pusat massa roket yang tidak terletak pada sumbu axis simetri roket. Sehubungan roket LAPAN pada umumnya termasuk roket balistik maka perlu dilakukan penelitian untuk mengetahui kemungkinan dapat terjadinya gerakan *wobbling* pada saat uji terbang yang disebabkan oleh posisi pusat massa roket yang tidak terletak pada sumbu axis simetri. Dari hasil perhitungan pada penelitian ini terlihat bahwa posisi pusat massa roket yang tidak terletak pada sumbu axis simetri roket menyebabkan terjadinya gangguan momen *roll*, *pitch* dan *yaw* pada roket, dimana gangguan dari momen *roll*, *pitch* dan *yaw* tersebut memicu gerakan *wobbling*.

Kata kunci: Pusat massa roket, Simulasi dinamik, *Wobbling*

### 1 PENDAHULUAN

Gerakan *wobbling* pada roket adalah gerakan konus tidak linier yang kadang terjadi dalam uji terbang roket balistik. Fenomena gerakan *wobbling* ini dapat terjadi dikarenakan berbagai sebab, dimana salah satu penyebabnya adalah posisi pusat massa roket yang tidak terletak pada sumbu axis simetri roket [C. P. Hoult, 2015].

Posisi pusat massa roket yang tidak terletak pada sumbu axis simetri roket menyebabkan terjadinya gangguan momen *roll*, *pitch* dan *yaw* pada roket, dimana gangguan dari momen *roll*, *pitch* dan *yaw* tersebut menyebabkan roket mengalami gerakan *wobbling* [J. Morote, 2012]. Dalam artikel-artikel internasional fenomena gerakan *wobbling* ini dibahas dengan berbagai macam istilah diantaranya *roll lock-in* [C. P. Hoult, 2015], *catastrophic yaw* [J. Morote, 2013; Nicolaidis, 1953] atau *spin-yaw lock in* [H. Murphy, 1987].

Posisi pusat massa roket yang tidak berada pada sumbu axis simetri roket adalah akibat dari distribusi massa roket yang tidak simetris. Ketidak-simetrisan distribusi massa pada roket adalah hal yang tidak dapat dihindari dalam manufaktur sebuah roket. Ketidaksempurnaan dalam *design* dan manufaktur, kondisi fisik material yang digunakan dan penempatan komponen-komponen roket yang tidak dirancang dengan baik dapat menyebabkan distribusi massa roket yang tidak simetris. Biasanya dilakukan *static-*

*dynamic-balancing* pada roket khususnya pada bagian *payload* untuk menjaga kesimetrisan distribusi massa roket. [NASA Goddard Space Flight Center, 2015].

Sehubungan roket LAPAN pada umumnya termasuk roket balistik dan tidak dilakukannya *static-dynamic-balancing* pada roket yang akan diuji terbang, maka kemungkinan dapat terjadi gerakan *wobbling* pada saat uji terbang yang disebabkan oleh posisi pusat masa roket yang tidak terletak pada sumbu axis simetri. Oleh sebab itu dirasa perlu dilakuakn penelitian “Pengaruh Dari Posisi Pusat Massa Roket Yang Tidak Terletak Pada Sumbu Axis Simetri Terhadap Dinamika Terbang Roket Balistik”. Penelitian ini bertujuan melakukan perhitungan dan analisa gerak roket akibat dari posisi pusat massa roket yang tidak terletak pada sumbu axis simetri.

### 2 STUDI PUSTAKA

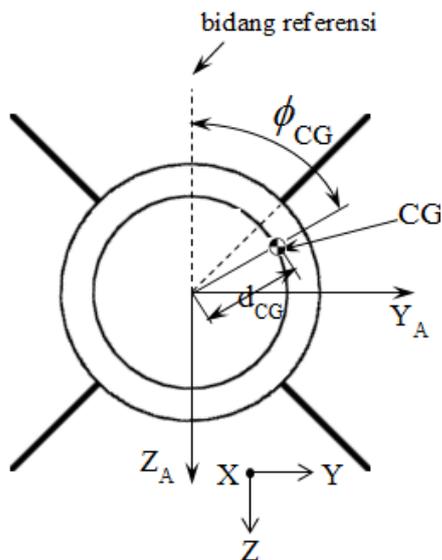
Di dalam penelitian ini, analisa pengaruh posisi pusat massa roket yang tidak terletak pada bidang axis simetri terhadap dinamika terbang roket sonda dilakukan dengan melakukan perhitungan dinamika terbang roket dan kemudian mengamati dan menganalisa data yang diperoleh dari perhitungan tersebut. Perhitungan dilakukan dengan menggunakan perangkat lunak Matlab. Teori yang digunakan dalam simulasi ini dapat dilihat pada referensi oleh Duncan, 1966 dan Gorecki, 2003, sedangkan teori

pemrograman yang dilakukan dapat dilihat pada referensi oleh Riyadl, 2012 dan "Matlab Simulink Aerospace Blockset--User's guide", 2015.

Posisi pusat massa roket yang tidak terletak pada bidang axis simetri menyebabkan adanya lengan momen dari gaya aerodinamika dan gaya propulsi yang bekerja pada roket terhadap pusat massa roket. Pada Gambar 2-1 dan Gambar 2-2 dapat dilihat secara geometri gaya-gaya yang bekerja pada roket dan lengan momennya. Momen yang diakibatkan dari gaya-gaya tersebut adalah sebagai berikut:

- a. Momen *roll* yang diakibatkan oleh gaya aerodinamika pada sumbu-z roket ( $Z_A$ ) dan gaya aerodinamika pada sumbu-y roket ( $Y_A$ ) yang besarnya:

$$L_{CG} = -Z_A \cdot d_{CG} \cdot \sin(\phi_{CG}) - Y_A \cdot d_{CG} \cdot \cos(\phi_{CG}) \quad (2-1)$$



Gambar 2-1: Gaya yang bekerja pada roket, dilihat dari bagian belakang roket

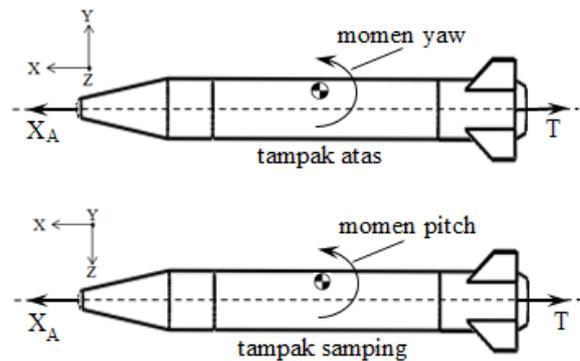
- b. Momen *pitch* yang diakibatkan oleh gaya aerodinamika pada usmbu-x roket ( $X_A$ ) dan gaya dorong ( $T$ ) yang besarnya:

$$M_{CG} = -(X_A + T) \cdot d_{CG} \cdot \cos(\phi_{CG}) \quad (2-2)$$

- c. Momen *yaw* yang diakibatkan oleh gaya aerodinamika pada sumbu-x roket ( $X_A$ ) dan gaya dorong ( $T$ ) yang besarnya:

$$N_{CG} = -(X_A + T) \cdot d_{CG} \cdot \sin(\phi_{CG}) \quad (2-3)$$

Dimana  $L_{CG}$ ,  $M_{CG}$  dan  $N_{CG}$  adalah momen *roll*, *pitch* dan *yaw* pada sumbu benda roket yang diakibatkan oleh gaya aerodinamika ( $X_A, Y_A, Z_A$ ) dan gaya propulsi ( $T$ ) terhadap pusat massa roket. Variabel  $d_{CG}$  adalah jarak radial pusat massa roket terhadap sumbu axis simetri. Variabel  $\phi_{CG}$  adalah sudut orientasi pusat massa roket terhadap bidang referensi.



Gambar 2-2: Gaya yang bekerja pada roket, dilihat dari bagian atas dan samping roket

Dari Gambar 2-1 dan Persamaan-2-1 sampai Persamaan 2-3 dapat dilihat bahwa gaya aerodinamika  $Z_A$  dan  $Y_A$  yang bekerja pada roket menyebabkan terjadinya momen *roll* pada roket. Sedangkan gaya aerodinamika  $X_A$  dan gaya dorong  $T$  yang bekerja pada roket menyebabkan terjadinya momen *pitch* dan momen *yaw* pada roket. Gabungan gerakan *roll*, *pitch* dan *yaw* secara bersamaan ini merepresentasikan gerakan *wobbling*.

Besarnya momen yang dihasilkan berbanding lurus dengan variabel  $d_{CG}$  yaitu jarak dari pusat massa ke sumbu axis simetri dan variabel  $\phi_{CG}$  yaitu sudut antara pusat massa roket dengan bidang referensi. Kedua variabel ini akan mempengaruhi besarnya kecepatan sudut *pitch* dan *yaw* pada gerakan *wobbling* yang terjadi.

### 3 METODE PENELITIAN

Dalam penelitian ini akan dilakukan analisa dan simulasi gerak roket untuk mengetahui pengaruh posisi pusat massa roket yang tidak terletak pada sumbu axis simetri roket terhadap

dinamika gerak roket balistik. Adapun metode penelitian yang dilakukan adalah sebagai berikut.

- a. Merumuskan gangguan momen yang terjadi akibat adanya lengan momen antara gaya aerodinamika dan gaya propulsi terhadap pusat massa roket,
- b. Memprediksi besarnya koefisien gaya dan momen aerodinamika roket dengan menggunakan *software Missile DATCOM*. [Blake W. B., 2011],
- c. Melakukan simulasi gerak roket dengan menggunakan *software Matlab* untuk berbagai variasi posisi pusat massa roket berikut ini:

Tabel 3-1: Variasi variabel  $d_{CG}$  dan  $\phi_{CG}$  di dalam simulasi yang dilakukan pada penelitian ini

No.	$d_{CG}$ (cm)	$\phi_{CG}$ (°)
01	1.6 cm	45°
02	3.2 cm	45°
03	4.8 cm	45°
04	1.6 cm	0°,45°,90°, 135°,180°

- d. Menganalisa gerakan roket dari data hasil simulasi.

### 3.1 Pemodelan Simulasi

Simulasi dilakukan dengan menggunakan model persamaan gerak enam derajat kebebasan (6-DOF). Simulasi ini dibuat menggunakan program Simulink-Matlab. Berikut ini adalah kondisi batas pemodelan yang digunakan dalam simulasi gerak roket 6-DOF [Duncan, 1966; Gorecki, 2003; dan Riyadh, 2012] pada simulasi ini:

- a. Gaya dorong roket diperoleh dari data uji statik motor roket,
- b. Properti atmosfer (tekanan udara, kerapatan udara dan kecepatan suara) sebagai fungsi tinggi terbang,
- c. Koefisien gaya aerodinamika roket sebagai fungsi kecepatan terbang dan sudut serang roket,

- d. Massa total dan massa propelan roket sebagai fungsi waktu,
- e. Pusat massa (*center of gravity*) dan pusat aerodinamika (*center of pressure*) sebagai fungsi waktu,
- f. Inersia roket sebagai fungsi waktu.

## 4 HASIL DAN PEMBAHASAN

### 4.1 Data Konfigurasi Roket

Dalam penelitian ini roket yang akan disimulasikan adalah roket sonda tanpa sistem kendali dengan data-data sebagai berikut: Diameter roket 320 milimeter dengan panjang total 4,6 meter, massa total 700 kg, memiliki motor roket dengan gaya dorong rata-rata 50 kN dengan waktu bakar 12 detik dan memiliki empat unit fin dengan konfigurasi silang (x), yaitu dimana dua fin pada bagian atas dan 2 fin pada bagian bawah (dilihat dari belakang roket) membentuk sudut 45° dengan bidang longitudinal roket.

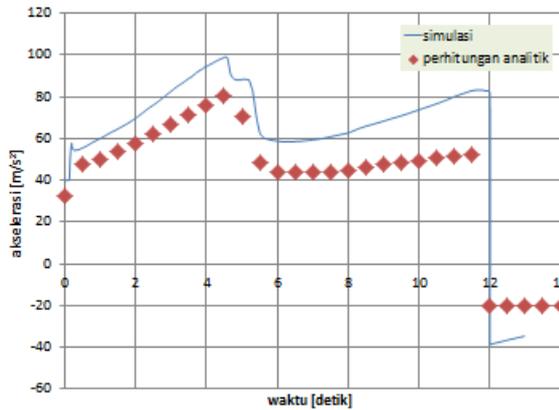


Gambar 4-1: Dimensi roket yang digunakan untuk simulasi di dalam penelitian ini

### 4.2 Validasi pemodelan simulasi

Untuk sebagai bahan validasi untuk pemodelan perhitungan simulasi yang dilakukan maka dilakukan perhitungan analitik untuk perhitungan akselerasi roket. Perhitungan analitik dilakukan dengan asumsi roket terbang dengan kecepatan rata-rata mach 2, koefisien gaya hambat 0.3, kerapatan udara 1 kg/m<sup>3</sup> dan sudut terbang roket sebesar 70°.

Rumus perhitungan analitik dilakukan berdasarkan referensi oleh Olalekan *et al.*, 2014. Untuk keakurasian koefisien aerodinamika pada simulasi yang dihitung dengan menggunakan *Missile DATCOM* dapat dilihat pada referensi oleh Chuslip, 2011.



Gambar 4-2: Komparasi akselerasi roket hasil simulasi dengan hasil perhitungan analitik

Dari Gambar 4-2 terlihat adanya perbedaan dari hasil simulasi dan hasil perhitungan analitik. Perbedaan terjadi karena pada perhitungan analitik gaya hambat dan kecepatan roket dianggap konstan, dimana dalam kenyataannya besarnya kecepatan dan gaya hambat roket berubah terhadap waktu. Akan tetapi dari gambar tersebut terlihat bahwa pola grafik yang diperoleh sama.

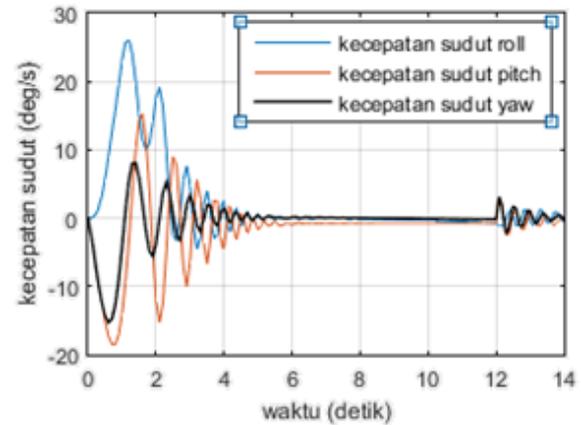
### 4.3 Hasil Perhitungan

Berdasarkan teori, persamaan dan data konfigurasi roket di atas maka diperoleh hasil perhitungan yang dapat dilihat pada Gambar 4-3 sampai Gambar 4-16. Gambar 4-3 dan Gambar 4-4 adalah parameter terbang roket hasil dari perhitungan dengan kondisi jarak pusat massa roket dari sumbu axis simetri,  $d_{CG}$  sebesar 1.6 cm (5% diameter roket) dan dengan sudut  $\phi_{CG}$  sebesar  $45^\circ$  dari bidang referensi.

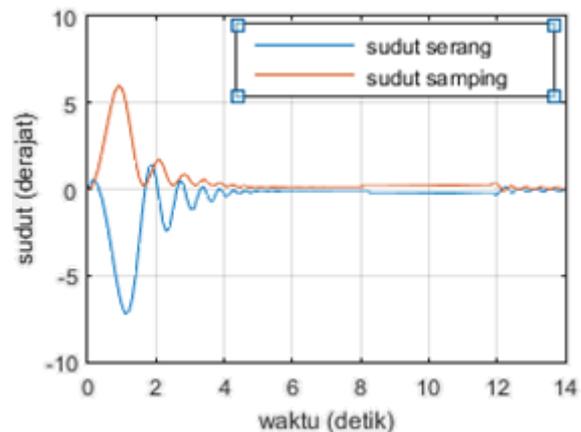
Pada Gambar 4-3, terlihat bahwa roket mengalami kecepatan sudut *yaw* dan *pitch* yang berosilasi yang besarnya semakin lama semakin kecil (detik ke-0 sampai detik ke-6). Data kecepatan sudut *yaw* dan *pitch* yang berosilasi ini menunjukkan terjadinya gerakan *wobbling*. Gerakan *wobbling* ini juga diperlihatkan pada Gambar 4-4 yang memperlihatkan data besarnya sudut serang  $\alpha$  dan sudut samping  $\beta$  yang berosilasi.

Pada detik ke-12 sampai detik ke-14 roket kembali mengalami *wobbling*

dengan amplitudo yang lebih kecil. Hal ini terjadi karena saat bahan bakar habis pada detik ke-12, gaya dorong roket besarnya menjadi nol dan akibatnya terjadi perubahan kesetimbangan gaya yang bekerja pada roket yang sangat besar. Perubahan kesetimbangan gaya yang sangat besar ini menyebabkan terjadinya osilasi sudut serang dan sudut samping akibat dari dinamika roket dalam kembali kepada keadaan kesetimbangan.



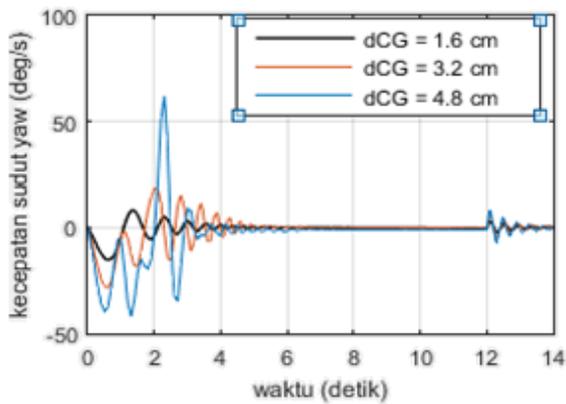
Gambar 4-3: Kecepatan sudut roket untuk kondisi  $d_{CG} = 1.6$  cm dan  $\phi_{CG} = 45^\circ$



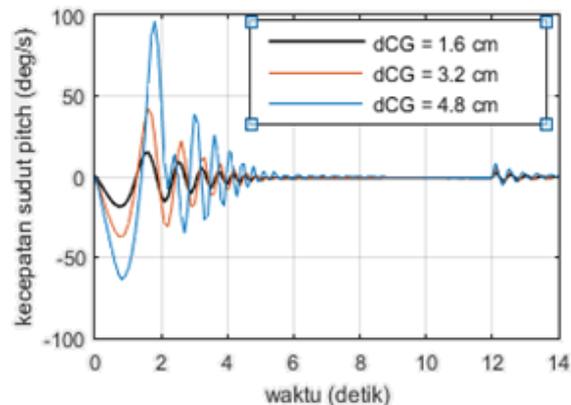
Gambar 4-4: Sudut serang  $\alpha$  dan sudut samping  $\beta$  roket untuk kondisi  $d_{CG} = 1.6$  cm dan  $\phi_{CG} = 45^\circ$

### 4.4 Pengaruh Variable $d_{CG}$ .

Gambar 4-5 dan Gambar 4-6 menampilkan besarnya kecepatan sudut pitch dan yaw untuk tiga variasi nilai variabel  $d_{CG}$ , dan Gambar 4-7 dan Gambar 4-8 menampilkan besarnya sudut serang  $\alpha$  dan sudut samping  $\beta$  untuk tiga variasi nilai variabel  $d_{CG}$ .

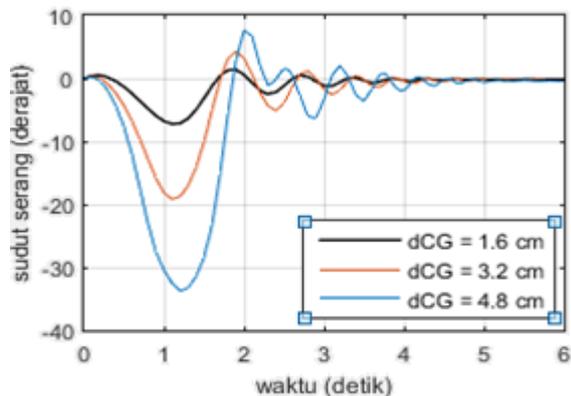


Gambar 4-5: Kecepatan sudut yaw roket untuk kondisi  $d_{CG} = 1,6$  cm, 3,2 cm dan 4,8 cm

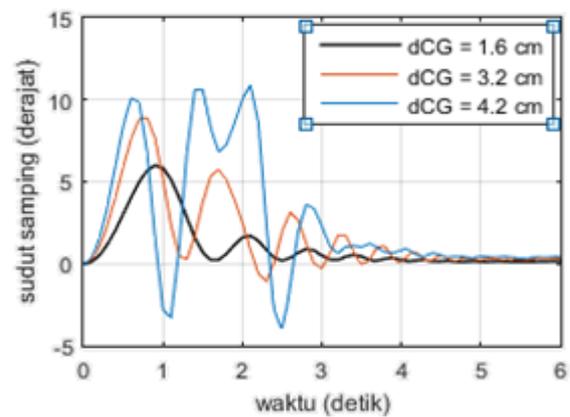


Gambar 4-6: Kecepatan sudut pitch roket untuk kondisi  $d_{CG} = 1,6$  cm, 3,2 cm dan 4,8 cm

Pada Gambar 4-5 dan Gambar 4-6 terlihat bahwa besarnya kecepatan sudut pitch dan yaw roket bertambah besar dengan bertambah besarnya jarak dari pusat massa ( $d_{CG}$ ) ke sumbu axis simetri dan pada Gambar 4-7 dan Gambar 4-8 terlihat bahwa besarnya sudut serang  $\alpha$  dan sudut samping  $\beta$  roket bertambah besar dengan bertambah besarnya jarak dari pusat masa ( $d_{CG}$ ) ke sumbu axis simetri.



Gambar 4-7: Sudut serang  $\alpha$  roket untuk kondisi  $d_{CG} = 1,6$  cm, 3,2 cm dan 4,8 cm

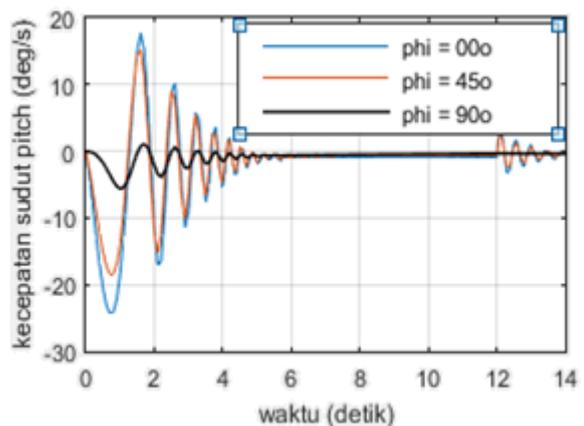


Gambar 4-8: Sudut samping  $\beta$  roket untuk kondisi  $d_{CG} = 1,6$  cm, 3,2 cm dan 4,8 cm

Berdasarkan hasil perhitungan di atas, untuk sudut posisi pusat massa yang konstan ( $\phi_{CG} = \text{konstan}$ ), maka dengan bertambah besarnya jarak pusat massa ( $d_{CG}$ ) dari sumbu axis simetri akan menyebabkan bertambah besarnya momen *pitch*, *roll* dan *yaw* yang dihasilkan, sehingga kecepatan sudut *pitch* dan *yaw*, sudut serang  $\alpha$  dan sudut samping  $\beta$  dari gerakan *wobbling* nya juga bertambah besar

#### 4.4 Pengaruh Variabel $\phi_{CG}$

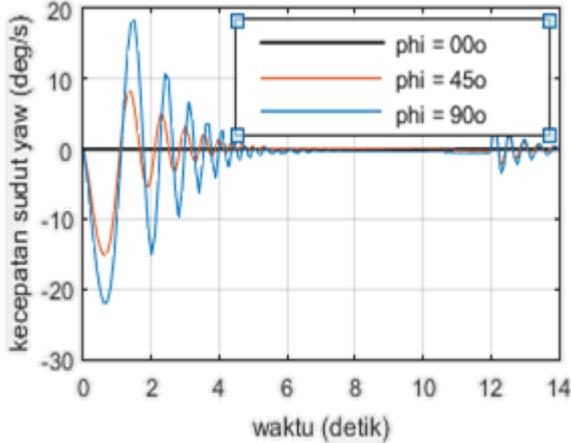
Gambar 4-9 menampilkan data kecepatan sudut *pitch* hasil simulasi gerak roket dengan kondisi sudut  $\phi_{CG} = 0^\circ, 45^\circ$  dan  $90^\circ$ . Gambar 4-10 dan Gambar 4-11 menampilkan data kecepatan sudut *yaw* hasil simulasi gerak roket dengan kondisi sudut  $\phi_{CG} = 0^\circ, 45^\circ, 90^\circ, 135^\circ$  dan  $180^\circ$ .



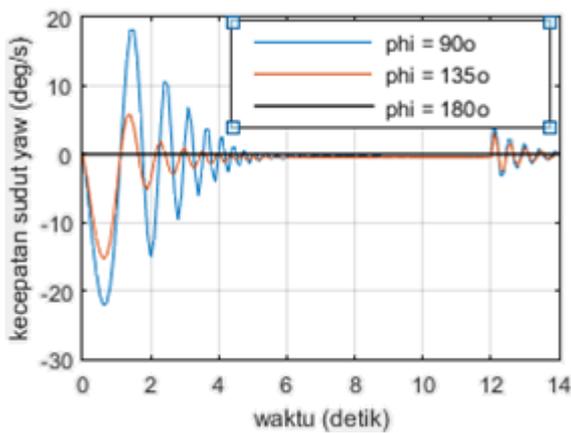
Gambar 4-9: Kecepatan sudut pitch roket untuk kondisi  $\phi_{CG} = 0^\circ, 45^\circ$  dan  $90^\circ$ .

Dari data hasil perhitungan pada Gambar 4-10 dan Gambar 4-11 tersebut

dapat dilihat bahwa besarnya momen yaw yang terjadi untuk kondisi  $\phi_{CG} = 0^\circ$  dan  $\phi_{CG} = 180^\circ$  adalah nol. Momen yaw paling besar terjadi pada kondisi  $\phi_{CG} = 90^\circ$ .



Gambar 4-10:Kecepatan sudut yaw roket untuk kondisi  $\phi_{CG} = 0^\circ, 45^\circ$  dan  $90^\circ$



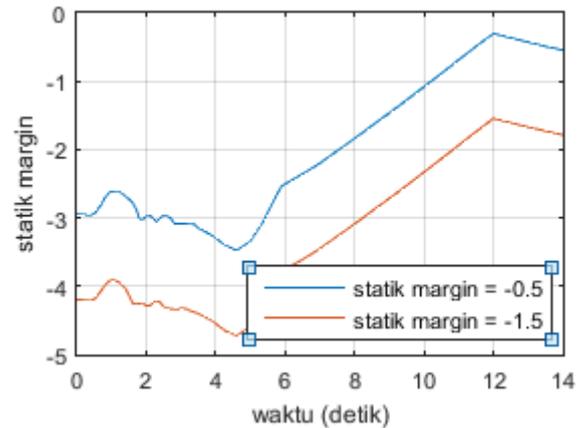
Gambar 4-11:Kecepatan sudut yaw roket untuk kondisi  $\phi_{CG} =90^\circ, 135^\circ$  dan  $180^\circ$

Besarnya sudut orientasi antara pusat masa terhadap bidang referensi  $\phi_{CG}$  menentukan besarnya momen pitch, roll dan yaw yang bekerja pada roket. Dari hasil perhitungan terlihat bahwa jika  $\phi_{CG} = 0^\circ$  atau  $\phi_{CG} = 180^\circ$  maka besarnya  $\sin(\phi_{CG}) = 0$ , sehingga besarnya momen yaw adalah nol, atau dengan kata lain tidak terjadi gerakan yaw pada roket. Dengan kondisi seperti ini maka tidak ada gerakan *wobbling* yang terjadi pada roket.

#### 4.5 Pengaruh Statik Margin

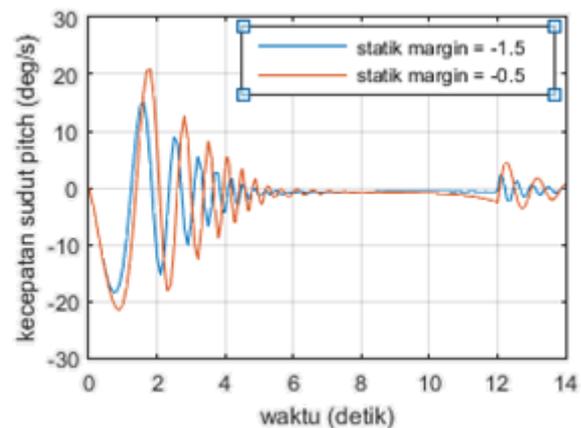
Selain nilai variabel  $d_{CG}$  dan  $\phi_{CG}$ , adalah besarnya statik margin yang juga mempengaruhi kecepatan sudut yaw,

*pitch* dan sudut serang  $\alpha$  dan sudut samping  $\beta$  dari gerakan *wobbling* roket. Statik margin adalah besaran yang menunjukkan kemampuan roket untuk kembali kepada keadaan kesetimbangan jika roket mengalami gangguan pada saat terbang.



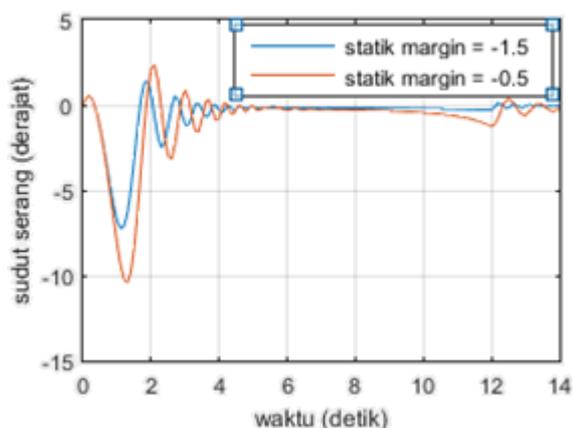
Gambar 4-12: Statik margin roket dari roket yang memiliki statik margin minimum sebesar -0,5 dan -1,5

Pada penelitian ini, untuk mengetahui pengaruh statik margin pada gerakan *wobbling* roket maka dilakukan simulasi untuk roket yang memiliki statik margin minimum sebesar -0,5 dan roket yang memiliki statik margin minimum -1,5. Perubahan statik margin terhadap waktu terbang untuk kedua kondisi roket tersebut dapat dilihat pada Gambar 4-11. Pada makalah ini diasumsikan bahwa statik margin bernilai negatif artinya roket stabil statik.



Gambar 4-13: Kecepatan sudut pitch roket dari roket yang memiliki statik margin minimum sebesar -0,5 dan -1,5

Gambar 4-13 dan Gambar 4-14 masing-masing menampilkan data kecepatan sudut pitch dan sudut serang roket dengan kondisi statik margin minimum -0,5 dan -1,5. Dari gambar tersebut dapat dilihat bahwa untuk roket yang memiliki statik margin -0,5 besarnya kecepatan sudut pitch dan sudut serang yang terjadi lebih besar dibandingkan dengan roket yang memiliki statik margin -1,5, yang artinya bahwa roket dengan statik margin yang kecil akan mengalami gerakan *wobbling* dengan sudut yang lebih besar dibandingkan dengan roket yang memiliki statik margin yang besar. Dari gambar tersebut juga dapat dilihat bahwa waktu yang dibutuhkan untuk kembali kepada kondisi setimbang lebih lama untuk roket yang memiliki statik margin -0,5 dibandingkan dengan roket yang memiliki statik margin -1,5.



Gambar 4-14: Sudut serang  $\alpha$  roket dari roket yang memiliki statik margin minimum sebesar -0,5 dan -1,5

#### 4.6 Kasus Khusus , $\phi_{CG} = 0^\circ$ dan $180^\circ$

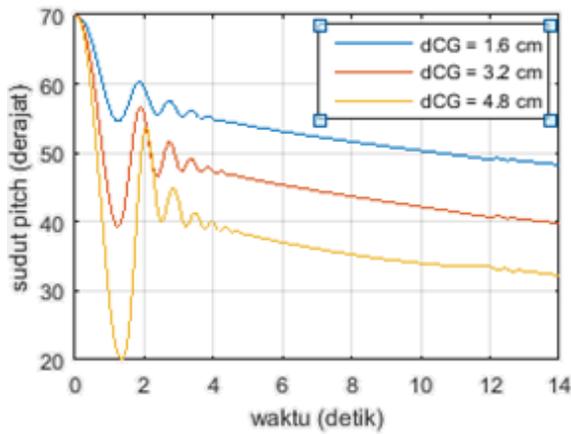
Dari hasil perhitungan yang diperlihatkan pada Gambar 4-10 dan Gambar 4-11 dapat dilihat bahwa untuk kondisi posisi pusat massa roket dengan  $\phi_{CG} = 0^\circ$  atau  $\phi_{CG} = 180^\circ$  maka tidak terdapat gerakan *yaw*. Dari hasil perhitungan juga menunjukkan bahwa pada kondisi ini tidak terjadi gerakan *wobbling*. Hasil perhitungan ini dapat berguna sebagai masukan untuk *design-engineer* dalam proses *design* konfigurasi

roket. Jika di dalam proses design harus menempatkan komponen roket yang berpotensi membuat distribusi massa roket tidak simetri maka dapat diutamakan untuk diletakkan pada bagian bawah atau bagian atas roket.

#### 4.7 Nilai Variabel $d_{CG}$ yang Dapat Menyebabkan Ketidakstabilan Terbang

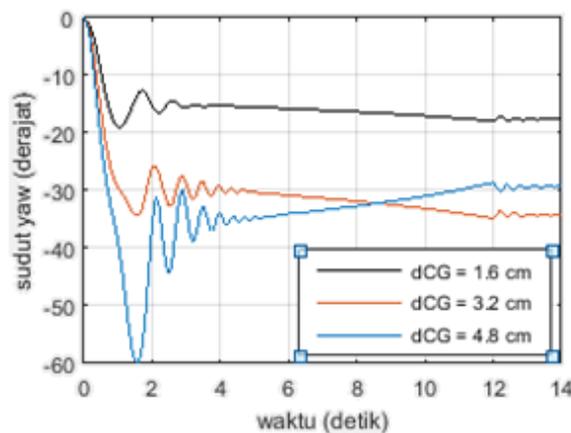
Dari hasil perhitungan gerak roket dengan nilai variabel  $d_{CG} = 1,6\text{ cm}, 3,2\text{ cm}$  dan  $4,8\text{ cm}$  terlihat bahwa semakin besar nilai variable  $d_{CG}$  maka semakin besar kecepatan sudut *pitch* dan *yaw* yang dialami roket. Pada Gambar 4-15 dan Gambar 4-16 dapat dilihat bahwa besarnya perubahan sudut *pitch* dan *yaw* yang terjadi semakin besar dengan bertambah besarnya nilai variabel  $d_{CG}$ . Dari hasil perhitungan, diperoleh bahwa jika nilai variabel  $d_{CG} = 6,4\text{ cm}$  maka terjadi ketidakstabilan pada roket. Nilai 6,4 cm untuk variabel  $d_{CG}$  adalah nilai yang sangat besar. Jika dinyatakan dalam diameter roket yang digunakan pada simulasi ini, maka 6,4 cm adalah setara dengan 20% diameter roket.

Jika dilihat pada Gambar 4-7 maka dapat dilihat untuk nilai  $d_{CG} = 4,8\text{ cm}$ , besarnya sudut serang yang terjadi sudah melebihi  $\pm 20^\circ$ . Dengan kondisi sudut serang seperti ini, secara aerodinamika non-linier sebenarnya roket sudah tidak lagi memiliki momen aerodinamika untuk melawan gangguan yang terjadi sehingga dapat mengakibatkan ketidakstabilan pada roket. Pada simulasi yang dilakukan didalam penelitian ini, penulis menggunakan model aerodinamika yang linier untuk pemodelan roket, sehingga dari hasil perhitungan walaupun sudut serang roket sudah melebihi  $\pm 20^\circ$  roket tidak kehilangan momen aerodinamika dan tetap mampu kembali kedalam keadaan kesetimbangan.



Gambar 4-15: Sudut *pitch* roket untuk kondisi  $d_{CG} = 1,6$  cm, 3,2 cm dan 4,8 cm

Berdasarkan analisa hasil simulasi yang dilakukan pada penelitian ini, penulis menyimpulkan bahwa besarnya nilai variable  $d_{CG}$  maksimum yang diperbolehkan agar roket masih dapat terbang dengan stabil adalah sebesar 3,2 cm (10% diameter roket). Alasan yang paling mendasar dalam menentukan nilai variabel  $d_{CG}$  maksimum ini adalah bahwa dengan kondisi  $d_{CG}$  sebesar 3,2 cm, sudut serang dan sudut samping yang terjadi masih dibawah  $20^\circ$  (Gambar 4-7 dan Gambar 4-8), dimana dengan kondisi ini gaya dan momen aerodinamika yang bekerja masih linier dan belum terjadi fenomena *stall*.



Gambar 4-16: Sudut *yaw* roket untuk kondisi  $d_{CG} = 1,6$  cm, 3,2 cm dan 4,8 cm

## 5 KESIMPULAN

Dari analisa persamaan momen *roll*, *pitch*, *yaw* dan hasil perhitungan gerak roket maka dapat diambil kesimpulan bahwa posisi pusat massa roket yang tidak berada pada sumbu

axis simetri roket dapat menyebabkan terjadinya momen gangguan *roll*, *pitch* dan *yaw* yang dapat memicu terjadinya gerakan *wobbling*.

Besarnya gerakan *wobbling* ini berbanding lurus dengan jarak pusat massa terhadap sumbu axis simetri  $d_{CG}$  dan sudut orientasi pusat massa tersebut terhadap bidang referensi  $\phi_{CG}$ . Bertambah besarnya nilai variable  $d_{CG}$  akan menyebabkan bertambah besarnya gerakan *wobbling* yang terjadi. Perubahan sudut  $\phi_{CG}$  hanya merubah perbandingan komposisi kecepatan sudut *pitch* dan *yaw* yang terjadi sebagai fungsi sinusoidal. Pada sudut  $\phi_{CG} = 90^\circ$  dan  $270^\circ$ , besarnya kecepatan sudut *yaw* roket jauh lebih besar dibandingkan kecepatan sudut *pitch*. Pada sudut  $\phi_{CG} = 0^\circ$  dan  $180^\circ$  terjadi pengecualian, karena pada kondisi ini tidak terjadi gerakan *yaw* pada roket sehingga secara simulasi tidak terjadi gerakan *wobbling*, meskipun nilai  $d_{CG}$  tidak sama dengan nol.

Besarnya nilai  $d_{CG}$  yang diperbolehkan agar roket masih dapat terbang dengan stabil adalah sebesar 3,2 cm (10% diameter roket). Hal ini didasari oleh nilai sudut serang dan sudut samping yang terjadi masih dibawah  $20^\circ$  (Gambar 4-7 dan Gambar 4-8), dimana dengan kondisi ini gaya dan momen aerodinamika yang bekerja masih linier dan belum terjadi fenomena *stall*.

## UCAPAN TERIMAKASIH

Pada penelitian ini penulis mengucapkan terimakasih kepada sekretariat Jurnal Teknologi Dirgantara, reviewer, editor dan Dr. Arief Nur Hakim yang telah memberikan saran-saran dalam pembuatan makalah ini.

## DAFTAR RUJUKAN

- Blake, W. B., 2011. *Missile DATCOM User's Manual-2011 Revision*, U.S. Army Aviaton & Missile Research.
- Chuslip, Pawat, 2011. *A Comparative Study on 6-DOF Trajectory Simulation of a Short Range Rocket using Aerodynamic Coefficients from Experiments and*

- Missile DATCOM*, The Second TSME International Conference on Mechanical Engineering.
- Duncan, Louis D., 1966. *Basic Considerations in the Development of an Unguided Rocket Trajectory Simulation Model*, Atmospheric Sciences Laboratory.
- Gorecki, R.M., 2003. *A Baseline 6 Degree of Freedom (DOF) Mathematical Model of a Generic Missile*, Defence Science And Technology.
- Hoult, C.P dan Tran, Hien, 2015. *Sounding Rocket Fin Design to Mitigate Roll Lock-in*, IEEE Aerospace Conference 2015. 1-13.
- Morote, J., 2012. *Large Amplitude Oscillations of Cruciform Tailed Missiles Part 1: Catastrophic Yaw Fundamental Analysis*, Aerospace Science and Technology, 145-151.
- Morote, J., 2013. *Catastrophic Yaw. Why, What, How*, Progress In Aerospace Sciences. 67-83.
- Murphy, C. H., 1987. *Some Special Cases of Spin-Yaw Lock-in*, Journal Of Guidance, Control, And Dynamics Vol. 12. 771-776.
- NASA Goddard Space Flight Center, 2015. *NASA Sounding Rockets user Handbook*, Wallops Flight Facility.
- Nicolaidis, D., 1953. *On the Free Flight Motion of Missiles Having Slight Configurational Asymmetries*, Ballistic Research Laboratories.
- Olalekan, A.H, et al., 2014. *3DOF Flight Trajectory Simulation of a Single Stage Sounding Rocket*, International Journal of Scientific and Engineering Research Vol. 5, Issue 11.
- Riyadl, Ahmad, 2012. *Pemodelan dan Simulasi Non Linear Gerak Enam Derajat Kebebasan Pesawat Nirawak*, Prosiding SIPTEKGAN XVI-2012, 1-7.
- The MathWorks Inc., 2015. *Matlab Simulink Aerospace Blockset User's guide*.