

PENGEMBANGAN PERANGKAT LUNAK UNTUK PREDIKSI KETINGGIAN MAKSIMUM ROKET BERDASARKAN VARIASI BERAT PAYLOAD

Oleh :

Errya Satria dan Soma Ariyaka

Abstrak

Salah satu parameter yang dipakai untuk melihat kinerja suatu roket adalah ketinggian maksimum yang dapat dicapai oleh roket tersebut berdasarkan berbagai variasi dari berat beban yang dibawa. Melalui uji lapangan (uji terbang) , karena adanya berbagai keterbatasan , uji dengan variasi berat beban tentu akan lebih mahal. Tulisan ini menyajikan uji tersebut melalui simulasi komputer yang dibuat dengan menggunakan bahasa pemrograman MATLAB.

DAFTAR SIMBOL

D	Gaya hambat udara
F	Gaya dorong motor roket
F_a	Gaya aerodinamik
F_g	Gaya gravitasi
m	Laju aliran massa propelan
M_c	Massa roket tanpa propelan
M_0	Massa total roket pada saat peluncuran
H_t	Ketinggian roket
H_{bov}	Ketinggian roket pada saat "burn out"
R_t	Jarak horizontal roket
R_{bov}	Jarak horizontal roket pada saat "burn out"
T_{bo}	Waktu pada saat "burn out"
ρ	Kerapatan udara
θ	Sudut elevasi
S_t	Jarak roket pada garis lintasan terbang
V_{bov}	Kecepatan vertikal roket pada saat "burn out"
V_{bov}	Kecepatan horizontal roket pada saat "burn out"
V_{tx}	Kecepatan horizontal roket pada waktu T
V_{ty}	Kecepatan Vertikal roket pada waktu T

Staf Peneliti Pusat Roket Dan Satelit LAPAN

1. PENDAHULUAN

Salah satu parameter yang dijadikan patokan dalam analisa hasil uji terbang roket adalah ketinggian maksimum yang dicapai oleh roket tersebut. Paper ini mencoba memprediksi ketinggian maksimum yang mungkin dicapai oleh roket didasarkan atas data mengenai spesifikasi motor roket dalam berbagai variasi berat beban roket. Perhitungan dilakukan dengan menggunakan persamaan gerak 2-dimensi dengan beberapa asumsi sebagai berikut :

- a. Bumi dianggap datar
- b. Percepatan gravitasi dianggap konstan
- c. Gaya angkat dan gaya samping diabaikan
- d. Gaya Coriolis diabaikan

Penyelesaian perhitungan dilakukan dengan menggunakan program MATLAB yang diharapkan program yang dihasilkan ini dapat dijadikan salah satu pendukung dalam mengembangkan program-program trayektori selanjutnya .

2. PERSAMAAN GERAK ROKET

2.1 Selama Pembakaran

Secara umum, gaya yang bekerja pada suatu roket yang terbang selama pembakaran dari sistem propulsi berlangsung (powered flight), khusus untuk roket yang berbahan bakar padat, dapat ditulis sebagai berikut :

$$M \frac{dv}{dt} = F + F_a + F_g \quad 1$$

dimana :
M = Massa Roket
F = Gaya dorong motor roket
F_a = Gaya aerodinamik
F_g = Gaya gravitasi

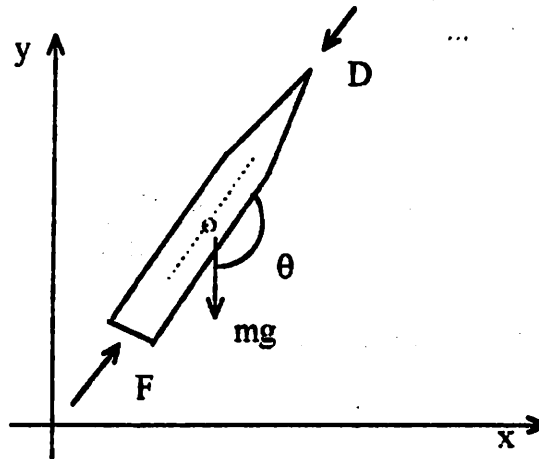
Hasil perkalian dari massa roket dengan percepatannya akan sebanding dengan jumlah gaya-gaya yang bekerja pada roket tersebut.

Untuk roket yang bergerak sepanjang garis lintasan dalam 2-dimensi, dalam medan gravitasi bumi, sebagaimana yang diperlihatkan dalam gambar 1, hubungan gaya-gaya di atas dapat ditulis sebagai berikut :

$$M \frac{dv}{dt} = F - D + M \cdot g \cdot \cos\theta \quad 2$$

atau

$$\frac{dv}{dt} = \left(\frac{F - D}{M} \right) + g \cdot \cos\theta \quad 3$$



Gambar 1. Gaya yang bekerja pada roket

Dengan menganggap gaya dorong roket dan laju aliran massa propelan yang terbakar (\dot{m}) konstan maka massa roket setiap saat dapat dinyatakan sebagai :

$$M = M_0 - \dot{m} \cdot t \quad 4$$

Dari hubungan kedua persamaan (3) dan (4), dengan mengintegrasikan terhadap waktu (t) dihitung besarnya kecepatan roket setiap saat yang besarnya adalah :

$$V_t = \left(\frac{F - D}{\dot{m}} \right) \cdot \ln \left(\frac{M_0 - \dot{m} \cdot t_0}{M - \dot{m} \cdot t} \right) + g \cdot (t - t_0) \cdot \cos\theta + V_0 \quad 5$$

Jarak yang ditempuh roket sepanjang garis lintasan, dapat ditentukan dengan mengintegrasikan V_t terhadap waktu, yang besarnya adalah :

$$S_t = \left(\frac{F - D}{\dot{m}} \right) \left[(M_0 - \dot{m}t) \cdot \ln \left(\frac{M_0 - \dot{m}t}{M_0 - \dot{m}t_0} \right) + \dot{m}(t - t_0) \right] + \frac{1}{2} g \cdot (t - t_0) \cdot \cos\theta + V_0 \cdot (t - t_0) + S_0 \quad 6$$

Dalam hal ini D adalah gaya hambat akibat gesekan dengan udara yang besarnya adalah :

$$D = \frac{1}{2} \cdot C_D \cdot \rho \cdot A \cdot V^2 \quad 7$$

Sedangkan besarnya gaya dorong roket F dapat dihitung dari persamaan berikut :

$$F = \dot{m} g I_{sp} \quad 8$$

Dengan mensubstitusikan persamaan (5) dan (6) ke persamaan (7) dan (8) akan dihasilkan bentuk hubungan berikut :

Kecepatan roket setiap saat :

$$V_t = \left(g \cdot I_{sp} - \frac{C_D \cdot \rho \cdot A \cdot V_t^2}{2 \cdot \dot{m}} \right) \cdot \ln \left(\frac{M_0 - \dot{m} \cdot t_0}{M - \dot{m} \cdot t} \right) + g \cdot (t - t_0) \cdot \cos \theta + V_0 \quad 9$$

Panjang lintasan yang ditempuh roket setiap saat adalah :

$$S_t = \left(g \cdot I_{sp} - \frac{C_D \cdot \rho \cdot A \cdot V_t^2}{2 \cdot \dot{m}} \right) \left[(M_0 - \dot{m}t) \cdot \ln \left(\frac{M_0 - \dot{m}t}{M_0 - \dot{m}t_0} \right) + \dot{m}(t - t_0) \right] + \frac{1}{2} g \cdot (t - t_0) \cdot \cos \theta + V_0 \cdot (t - t_0) + S_0 \quad 10$$

Dalam sumbu koordinat OXY dimana O dianggap sebagai titik awal dari garis lintasan roket, maka ketinggian dan jarak horizontal yang ditempuh roket adalah :

$$H_t = - S_t \cos \theta \quad 11$$

$$R_t = S_t \sin \theta \quad 12$$

Sedangkan kecepatan vertikal dan kecepatan horizontal roket adalah

$$V_{tv} = - V_t \cos \theta \quad 13$$

$$V_{th} = V_t \sin \theta \quad 14$$

2.2 Kondisi Setelah Akhir Pembakaran

Setelah pembakaran berakhir, roket akan melayang tanpa gaya dorong, dan akan mencapai suatu ketinggian maksimum (apogee) pada saat kecepatan vertikal roket sama dengan nol. Selama melayang, kecepatan vertikal roket dapat dinyatakan dalam bentuk hubungan sebagai berikut :

$$V_{ty} = V_{boy} - \left(g + \frac{D}{M_e} \right) \cdot (t - t_{bo}) \quad 15$$

Dengan mengintegrasikan persamaan (15) terhadap waktu, jarak vertikal yang ditempuh oleh roket atau ketinggian roket setiap saat adalah :

$$H_t = V_{boy} (t - t_{bo}) + \left(g + \frac{D}{M_e} \right) \left(t_{bo} \cdot t - \frac{1}{2} t^2 - \frac{1}{2} t_{bo}^2 \right) + H_{boy} \quad 16$$

Jarak horizontal (range) yang ditempuh selama waktu t dapat dinyatakan dalam bentuk hubungan berikut :

$$V_{tx} = V_{box} - \frac{D}{M_e} \cdot (t - t_{bo}) \quad 17$$

Jarak horizontal yang ditempuh selama waktu t tersebut adalah :

$$R_t = V_{box} \cdot (t - t_{bo}) - \frac{D}{M_e} \cdot \left(t_{bo} \cdot t - \frac{1}{2} t^2 - \frac{1}{2} t_{bo}^2 \right) + R_{box} \quad 18$$

2.3 Kondisi Atmosfir

Untuk menghitung harga D guna menyelesaikan persamaan di atas, ditentukan harga kerapatan udara, ρ yang diambil dari ARDC Standard Atmospher tahun 1962 .

3. PROGRAM SOLUSI PERSAMAAN GERAK

Sesuai dengan maksud tulisan ini, yaitu untuk melihat ketinggian maksimum roket berdasarkan variasi berat dari beban roket, maka dalam perhitungan awal, berat total roket pada saat peluncuran (M_0) harus didefinisikan yaitu :

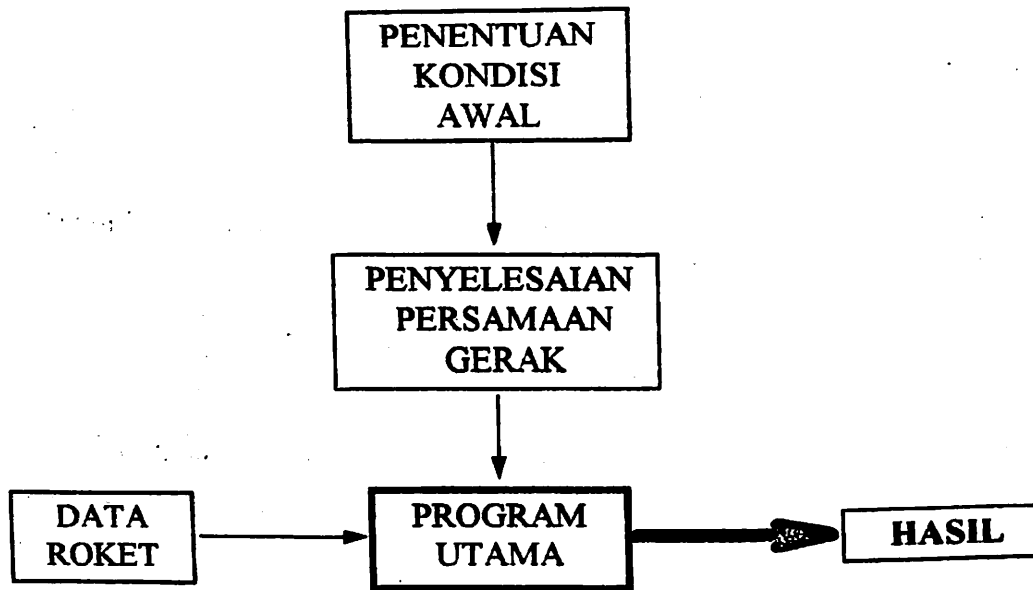
$$M_0 = M_s + M_b + M_p \quad 19$$

Sedangkan berat roket kosong (tanpa propelan) adalah

$$M_c = M_s + M_b \quad 20$$

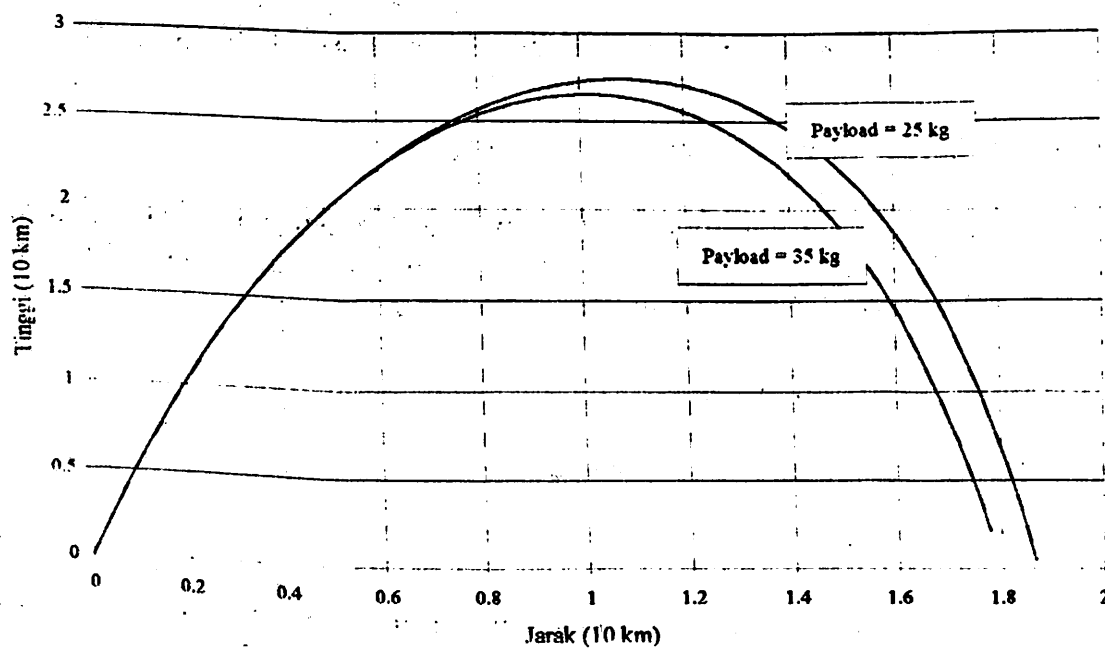
Kemudian dengan memvariasi berat beban (M_b), dibuat program solusi persamaan gerak roket tersebut, dengan menggunakan bahasa pemrograman **MATLAB** .

Dalam penyelesaian persamaan tersebut, dibuat program dalam bentuk tahap-tahap seperti pada gambar berikut :



Gambar 2. Program untuk solusi persamaan gerak

Kondisi awal ditentukan dengan mengambil beberapa parameter lingkungan yang berpengaruh besar pada prestasi terbang roket, seperti percepatan gravitasi, kerapatan massa udara dan koefisien gaya hambat roket serta mengambil kondisi awal roket itu sendiri seperti, pada saat $t = 0$, kecepatan awal (V_c) = 0.



Gambar 3. Plot trayektori dengan variasi berat payload

Persamaan gerak yang digunakan dalam program ini adalah persamaan kecepatan dan jarak roket setiap saat atau persamaan (9) dan (10). Penyelesaian persamaan gerak tersebut dilakukan dalam program utama setelah sebelumnya mengambil data-data roket yang diperlukan seperti massa struktur roket, massa propelan, massa payload dan sebagainya. Hasil program dapat dilihat di gambar 3.

4. KESIMPULAN

Pada program simulasi ini, masih banyak faktor yang diabaikan, antara lain pengaruh gaya akibat angin, pengaruh putaran bumi, serta bumi masih dianggap datar. Meskipun demikian data yang dihasilkan memberikan gambaran yang cukup baik terhadap prestasi terbang roket. Perbedaan berat payload sebesar 1 kg ternyata menghasilkan perbedaan ketinggian maksimum yang dicapai oleh roket berkisar sebesar 300 m.

DAFTAR PUSTAKA

1. Cornelisse J.W, 1979, Rocket Propulsion And Spaceflight Dynamics, Pitman, London.
2. Djenie Said D ,1988, Manual Perancangan Roket Kendali, Pusat Roket dan Satelit, LAPAN, Jakarta.
3. Howard S. Seifert ,1959, Space Technology, John Wiley and Sons, New York.
4. Ketcham B., et al, 1967, Rocket and Space Science Series Vol. 1 Propulsion, Amateur Rocket Association, W. Foulsham and Co., England.
5. Marty D, 1986, Conception Des Vehicules Spatiaux, Masson, Paris.
6. Sadewo, Adi, 1986, Peramalan Awal Trayektori Roket Padat (PATROP), LAPAN, Jakarta.