

PENGARUH KETIDAKLURUSAN DAN KETIDAKSIMETRISAN PEMASANGAN SIRIP PADA PRESTASI TERBANG ROKET RX-250-LPN

Sulistyo Atmadi, Ahmad Riyadi
Peneliti Bidang Aerodinamika dan Struktur, LAPAN

ABSTRACT

The performance of a rocket depend on several factor, one of which is the value of drag experienced during flight. This drag is contributed by the shape and the many components of the rocket.

This paper discussed the fin misalignment and asymetrisness in respect to its main axis, which results in a change in the drag of RX-250-LPN rocket.

The discussion was conducted with assuming the variation of this fin alignment from 1° to 2° . DATCOM was used to obtain aerodynamic parameters of the rocket.

In addition, MATLAB 6.3. was used to calculate the performance of rocket.

The knowledge of this fin misalignment can be used to get the minimum accuracy needed for better fin setting during rocket assembly.

*

ABSTRAK

Prestasi terbang roket dipengaruhi oleh berbagai hal, salah satunya adalah besarnya gaya hambat/drag yang terjadi selama terbang, gaya hambat dipengaruhi oleh bentuk maupun komponen-komponen yang ada pada roket tersebut.

Dalam tulisan ini dibahas pengaruh ketidak lurusan dan ketidak simetrisan pemasangan sirip roket terhadap sumbu utama roket, sehingga mempengaruhi besarnya gaya hambat/ drag yang terjadi pada roket RX-250-LPN.

Pembahasan dilakukan dengan asumsi arah sirip membuat sudut bervariasi 1° s/d 2° terhadap arah sumbu utama roket, kemudian dengan menggunakan perangkat lunak DATCOM diperoleh gaya-gaya aerodinamika roket RX-250-LPN.

Perhitungan prestasi terbang roket dilakukan dengan menggunakan perangkat lunak MATLAB 6 J.

Dengan mengetahui pengaruh ketidak lurusan pemasangan sirip, maka dapat dilakukan batasan ketelitian pemasangan sirip pada waktu integrasi bagian bagian roket.

1 PENDAHULUAN

1.1 Latar belakang

LAPAN telah merintis dan mengembangkan berbagai jenis roket sonda, salah satunya adalah roket sonda RX-250-LPN.

Roket RX-250-LPN ini dirancang untuk diluncurkan dari darat ke udara dengan tinggi terbang maksimum (apogee) setinggi 70 km dan kemampuan jarak jangkauan 100 km.

Dari beberapa kali uji terbang diperoleh indikasi bahwa prestasi terbangnya belum mencapai kondisi yang diinginkan. Prestasi terbang ini dipengaruhi oleh berbagai hal, salah satunya adalah besarnya gaya hambat/drag yang terjadi selama terbang, gaya hambat dipengaruhi oleh bentuk maupun komponen-komponen yang ada pada roket tersebut

Dalam tulisan ini dibahas pengaruh ketidak lurusan dan ketidak simetrisan pemasangan sirip roket terhadap sumbu utama roket, sehingga

mempengaruhi besarnya gaya hambat/ drag yang terjadi pada roket RX-250-LPN, dan akhirnya mempengaruhi prestasi terbangnya.

1.2 Tujuan penelitian

Selama ini pengaruh ketidak lurusan dan ketidak simetrisan pemasangan sirip roket terhadap sumbu utama roket, kurang diperhatikan, dalam arti pada waktu pemasangan sirip, hanya diusahakan agar selurus mungkin/sesimetri mungkin. Namun tidak diketahui sejauh mana pengaruhnya apabila sirip tersebut terpasang tidak -arah dengan sumbu utama.

Dengan adanya penelitian ini maka diharapkan dapat diperoleh data pengaruh ketidak lurusan tersebut, sehingga dapat digunakan sebagai acuan untuk mengukur penyimpangan maksimum ketidak lurusan yang diperbolehkan, sehingga tidak banyak mempengaruhi prestasi terbang roket RX-250-LPN.

2. TINJAUAN PUSTAKA

2.1 Karakteristik roket RX-250-LPN

Karakteristik roket RX-250-LPN diberikan pada Tabel 2-1.

Tabel 2-1: KARAKTERISTIK RX-250-LPN

Karakteristik	Nilai
Berat total roket	287 kg
Berat struktur	140 kg
Berat propelan	141 kg
Berat payload	6 kg
Impuls spesifik	240 s
Waktu bakar propelan	9 s
Panjang roket	4450 mm
Diameter	250 mm
Panjang nose	600 mm
Panjang body	350 mm
Sudut wedge airfoil sirip	10 deg
Root chord sirip	425 mm
Tip chord sirip	226 mm
Semispan sirip	415 mm

2.2 Persamaan gerak roket

Persamaan gerak roket pada ruang dimensi dua dapat diperoleh melalui penyederhanaan persamaan gerak roket pada ruang dimensi tiga. Persamaan gerak roket pada ruang dimensi tiga [3] pada tata acuan koordinat benda $Ox_b Y_b Z_b$ adalah sebagai berikut :

$$M \frac{du}{dt} = M(vr - wq) + F_x + Mg_x + X_a \dots \dots (2-1)$$

$$M \frac{dv}{dt} = M(wp - ur) + F_y + Mg_y + Y_a \dots \dots (2-2)$$

$$M \frac{dw}{dt} = M(uq - vp) + F_z + Mg_z + Z_a \dots \dots (2-3)$$

$$I_{xx} \frac{dp}{dt} = p \frac{dI_{xx}}{dt} + r q (I_{yy} - I_{zz}) + m x_e (\dot{y}_e q + \dot{z}_e r) + L \dots \dots (2-4)$$

$$I_{yy} \frac{dq}{dt} = q \frac{dI_{yy}}{dt} + p r (I_{zz} - I_{xx}) + m y_e (\dot{x}_e p - \dot{z}_e r) + \dot{m} \dots \dots (2-5)$$

$$I_{zz} \frac{dr}{dt} = r \frac{dI_{zz}}{dt} + p q (I_{xx} - I_{yy}) + m x_e (\dot{y}_e q - \dot{z}_e r) + N \dots \dots (2-6)$$

Keterangan :

- M : Massa total roket
- u, v, w : Kecepatan roket pada sumbu X_b, Y_b dan Z_b
- F_x, F_y, F_z : Gaya dorong roket pada sumbu X_b, Y_b dan Z_b
- p, q, r : Kecepatan sudut roket pada sumbu X_b, Y_b dan Z_b
- g_x, g_y, g_z : Percepatan gravitasi pada sumbu X_b, Y_b dan Z_b
- X_a, Y_a, Z_a : Gaya aerodinamika pada sumbu X_b, Y_b dan Z_b
- L', M', N' : Momen aerodinamika roket pada sumbu X_b, Y_b dan Z_b
- I_{xx}, I_{yy}, I_{zz} : Inersia roket pada sumbu X_b, Y_b dan Z_b
- x_e, y_e, z_e : Jarak pusat aliran massa propelan dari titik berat (C.G) roket
- m : Mass flow roket

Persamaan 2-1 sampai dengan persamaan 2-3 adalah persamaan gerak translasi roket dan persamaan 2-4 sampai dengan persamaan 2-6 adalah persamaan gerak rotasi roket.

Persamaan gerak translasi roket pada ruang dimensi dua dapat diperoleh dengan memasukkan harga $v = p = r = 0$ ke persamaan 2-1 sampai persamaan 2-3, tetapi persamaan ini masih di dalam tata acuan koordinat benda $Ox_b Y_b Z_b$. Persamaan gerak translasi roket pada ruang dimensi dua pada tata acuan koordinat inersial $Ox_1 Z_1$ dapat diperoleh melalui persamaan vektor [3] sebagai berikut (Gambar 2-1)

$$M \frac{d\bar{V}}{dt} = \bar{F} + M\bar{g} + \bar{F}_a \dots \dots (2-7)$$

Keterangan :

$$\bar{V} = V_x \bar{e}_{x1} + V_z \bar{e}_{z1} \dots \dots (2-8)$$

$$\bar{F} = F_x \bar{e}_{x_b} + F_z \bar{e}_{z_b} \dots \dots (2-9)$$

$$\bar{F}_a = X_a \bar{e}_{x_b} + Z_a \bar{e}_{z_b} \dots \dots (2-10)$$

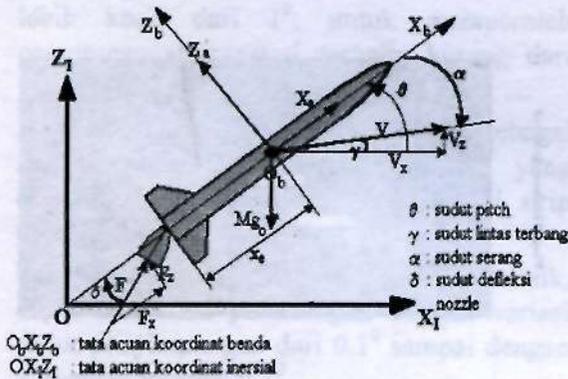
$$\bar{g} = g_0 \bar{e}_{z1} \dots \dots (2-11)$$

V_x, V_z : Komponen kecepatan roket setiap saat t pada sumbu inersial X_1 dan Z_1

Pada persamaan 2-9 dan 2-10, gaya dorong roket (F_x dan F_z) dan gaya aerodinamika roket (X_a dan Z_a) masih berada pada tata acuan koordinat benda $O_b X_b Z_b$. Untuk mentransformasikan gaya tersebut ke dalam tata acuan koordinat inersial $Ox_1 Z_1$, maka digunakan matrix transformasi sebagai berikut :

gaya tersebut ke dalam tata acuan koordinat inersial OX₁Z₁ maka digunakan matrix transformasi sebagai berikut:

$$\begin{bmatrix} e_{xb} \\ e_{yb} \\ e_{zb} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & \sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} e_{xI} \\ e_{yI} \\ e_{zI} \end{bmatrix} \dots (2-12)$$



Gambar 2-1: Gaya-gaya yang bekerja pada roket

Dengan mensubstitusikan persamaan (2-8) sampai dengan persamaan (2-11) ke persamaan (2-7) dengan terlebih dahulu mentransformasikan gaya dorong dan gaya aerodinamika dari tata acuan koordinat benda $O_b X_b Z_b$ ke tata acuan koordinat inersial $O X_1 Z_1$, maka akan diperoleh persamaan gerak translasi roket pada ruang dimensi dua yaitu :

$$M \frac{dV_x}{dt} = F_x \cos \theta - F_z \sin \theta + X_a \cos \theta - Z_a \sin \theta \dots (2-13)$$

$$M \frac{dV_z}{dt} = F_x \sin \theta + F_z \cos \theta + M g + X_a \sin \theta + Z_a \cos \theta \dots (2-14)$$

$$V_x = \frac{dX}{dt} \dots (2-15)$$

$$V_z = \frac{dZ}{dt} \dots (2-16)$$

$$F_x = F \cos \delta \dots (2-17)$$

$$F_z = F \sin \delta \dots (2-18)$$

Di mana, persamaan gerak rotasi roket pada ruang dimensi dua dapat diperoleh dengan memasukkan harga $p=r=z_e=y_e=F_y=0$ ke persamaan (2-5), maka akan diperoleh :

$$I_{yy} \frac{dq}{dt} = -q \frac{dI_{yy}}{dt} - \dot{m} q x_e^2 + M_y \dots (2-19)$$

dimana :

$$q = -\frac{d\theta}{dt} \dots (2-20)$$

$$\dot{m} = -\frac{dM}{dt} \dots (2-21)$$

$$M_y = -F_z x x_e \dots (2-22)$$

Persamaan (2-13) sampai dengan persamaan (2-22) adalah persamaan lengkap gerak roket pada ruang dimensi dua pada tata acuan koordinat inersial $O X_1 Z_1$. Dalam analisis roket PkX 250 LAPAN ini diasumsikan *mass flow* (\dot{m}) dari propelan roket besarnya konstan, sehingga gaya dorong roket dapat diperoleh melalui persamaan berikut:

$$F = \dot{m} g_o I_{sp} \dots (2-23)$$

dimana:

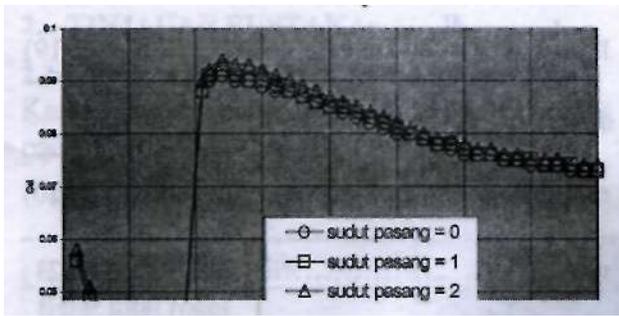
I_{sp} : Spesifik impuls dari roket

Persamaan gerak roket pada ruang dimensi dua tersebut sangat sulit untuk diselesaikan secara analitik. Hal ini disebabkan variabel yang tidak tergantung terhadap waktu, seperti gaya aerodinamika roket. Gaya aerodinamika roket merupakan fungsi dari kecepatan terbang roket (bilangan Mach) dan sudut serang α .

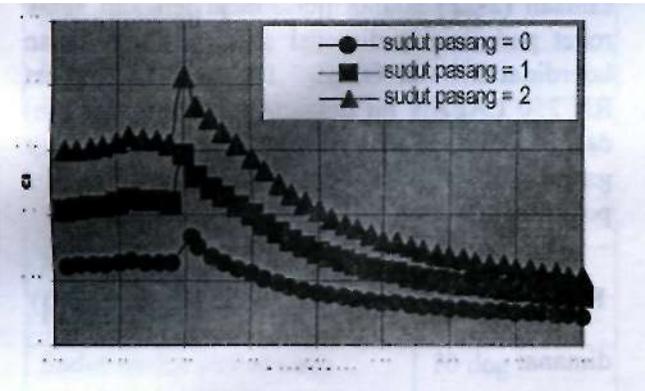
3. ANALISADANHASELPERHITUNGAN

3.1 Perhitungan Aerodinamika

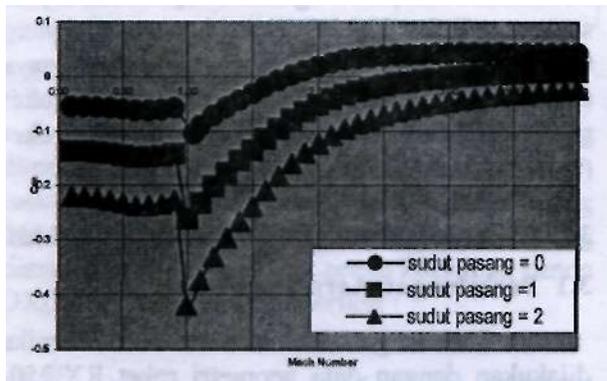
Perhitungan karakteristik aerodinamika dilakukan dengan data geometri roket RX-250-LPN tersebut di atas dilakukan perhitungan karakteristik aerodinamika dengan menggunakan perangkat lunak Digital DATCOM. Perangkat lunak ini menghasilkan perhitungan koefisien gaya angkat C_L , koefisien gaya hambat C_o , serta koefisien momen pitch C_M sebagai fungsi dari ketinggian dan kecepatan terbang. Hasil perhitungan karakteristik aerodinamik ini dinyatakan dalam grafik 3-1, 3-2 dan 3-3 sebagai berikut:



Gambar 3-1: Koefisien gaya hambat terhadap kecepatan



Gambar 3-2: Koefisien gaya angkat terhadap kecepatan



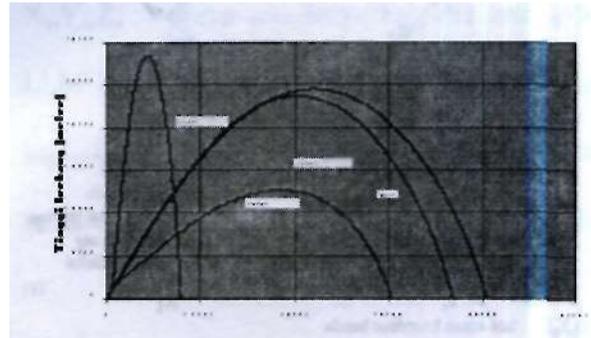
Gambar 3-3: Koefisien momen pitch terhadap kecepatan

3.2 Perhitungan Prestasi Terbang

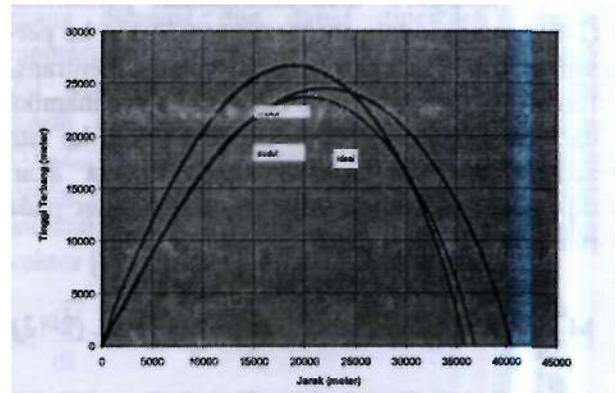
Dengan menggunakan koefisien aerodinamik yang diperoleh dengan menggunakan perangkat lunak Digital DATCOM tersebut di atas dapat dihitung prestasi terbang roket RX-250-LPN.

Perhitungan dilakukan dengan membuat program prestasi terbang dengan menggunakan perangkat lunak MATLAB 6.3. Variasi sudut

pasang sirip terhadap sumbu roket adalah 1° sampai dengan 2° , dengan pertimbangan penyimpangan sudut 3° sudah tampak dengan mata telanjang. Sudut positif adalah penyimpangan sudut arah ke bawah dan negatif arah ke atas. Hasil perhitungan prestasi terbang roket RX-250-LPN berupa grafik jarak jangkauan terhadap ketinggian dengan variasi sudut pemasangan sirip, disajikan dalam Gambar 3-4 dan 3-5.



Gambar 3-4: Pengaruh sudut pasang fin terhadap prestasi terbang



Gambar 3-5: Pengaruh sudut pasang fin terhadap prestasi terbang

4 KESIMPULAN

Dari hasil perhitungan prestasi terbang tersebut di atas, dapat disimpulkan bahwa :

- Penyimpangan sudut pemasangan sirip terhadap sumbu utama roket dapat terjadi, karena kesalahan pada waktu pembuatan, maupun kesalahan karena kurang teliti pada waktu pemasangan sirip.
- Analisis dilakukan terhadap penyimpangan sudut negatif/ arah ke atas, dan sudut positif/ arah ke bawah, dengan variasi sudut 1° dan 2° .

- Pada perhitungan prestasi terbang roket, diperoleh bahwa pada defleksi sudut 2° , penyimpangan sangat besar, dibandingkan dengan kondisi ideal/ tanpa penyimpangan.
- Pada penyimpangan sudut 1° diperoleh penyimpangan prestasi terbang baik untuk ketinggian maupun jarakjangkau lebih kurang 10%.
- Dengan demikian penyimpangan sudut pemasangan sirip tersebut harus diusahakan lebih kecil dari 1° , untuk memperoleh penyimpangan prestasi terbang kurang dari 10%.
- Hasil penelitian ini dapat dipakai sebagai acuan untuk memperoleh ketelitian yang diijinkan dalam pemasangan/ integrasi sirip pada roket RX-250-LPN.
- Untuk memperoleh ketelitian yang lebih baik, dapat dilakukan perhitungan dengan variasi sudut penyimpangan dari $0,1^\circ$ sampai dengan 1° dengan interval $0,1^\circ$.

DAFTARRUJUKAN

Anon. *Data Roket RX250*. LAPAN.

- Anderson, John D., 1992, *Fundamental of Aerodynamics*, John Wiley & Sons, Inc. USA.
- Cornelisse, J. W., 1979, *Rocket Propulsion and Space/light Dynamics*, Pitman Publishing ltd. London.
- Hanselman, D and Littlefield, B., 1997, *77K Student Edition of MATLAB Version 5 User's Guide*, Prentice Hall. New Jersey.
- Hughes, Peter C, 1996, *Spacecraft Attitude Dynamics*, John Wiley & Sons, Inc. USA.
- LaBudde, V. Edward., 1999, *A Design Procedure for Maximazing Altitude Performance*, NARAM.
- Meriam, J. L. and Kraige, L. G., 1993, *Engineering Mechanics Volume One*, John Wiley & Sons, Inc. USA.
- Nielsen, J. N, 1960 *Missile Aerodynamics*, McGraw-Hill, American Institute of Aeronautics and Astronautics, New York.
- Ruijgrok, G. J. J., 1990, *Elements of Airplane Performance*, Delft University Press.
- Williams, J. E., 1979, *The VSAF Stability and Control Digital Datcom- Volume I*, Airforce Flight Dynamics Laboratory Wright-Patterson Air Force Base. Ohio.