BALISTICS

BEBERAPA TJATATAN MENGENAI ROKET

K, Purbosiswojo.

Bosscha Observatory, Lembang (Java), Indonesia.

(Diterima 5 Agustus 1963).

ICHTISAR

Dalam karangan ini didjelaskan beberapa persamaan untuk roket ideal. Dalam roket ideal ini termasuk roket jang pengurangan bahan bakarnja tiap waktu adalah konstan dan roket jang gaja dorongnja konstan dalam segala keadaan tekanan udaranja statis dan ketinggian roket dari permukaan air laut.

ABSTRACT

In this paper some equations for idealised rockets are discussed. This type of rockets include those which rate of mass-change is constant and those which thrust is constant in any kind of condition of static pressure and altitude.

PENDAHULUAN

Roket jang sistim propulsinja demikian rupa hingga pengurangan massa propellantnja tiap detik konstan pada segala matjam perubahan tekanan statis dari udara diluar roket, adalah suatu roket ideal. Begitu pula roket jang gaja dorongnja setelah dikurangi gaja aerodinamis adalah konstan, termasuk sematjam roket ideal pula. Untuk merealisir roket seperti itu rupanja tidak mudah atau malahan termasuk mustahil. Tetapi hal2 itu dapat dihampiri oleh beberapa keadaan dan tjara jang pertama berlaku bagi sebuah roket jang terbang dalam ruang hampa dan keadaan2 fisis dan geometris mekanisme2 atau propellantnja diatur begitu rupa shingga pengurangan massanja tiap detik konstan, sedang jang kedua berlaku bagi roket jang besar2 sekali dengan program gaja dorongnja telah dibuat netral.-

a. Roket ideal dg. sjarat dM/dt = konstan.

Andaikan $\frac{dM/dt}{M_p}$ = f (suatu konstanta negatip) dimana M ialah massa roket seluruhnja pada suatu saat dan M_p ialah massanja ketika masih penuh propellant (sebelum peluntjuran) maka untuk rumus pertjepatan oleh gaja dorong jang untuk kita ketahui berlaku untuk roket (Summerfield and Seifert, 1959).

$$a = \frac{F}{M} = \frac{G_o\ I_{sp}\ M_{pf}}{M} \qquad (1).$$

a = pertjepatan oleh gaja dorong F, I_{sp} = impuls djenis, G_o = konstanta gravitasi dipermukaan air laut.

Rumus diatas dapat ditulis dengan tjara lain pula. Dengan mengingat bahwa:

$$M(t) = M_p\ (\ 1 + ft\ )$$

maka rumus itu mendjadi: (2).

$$a(t) = -\frac{g_o\ I_{spt}}{1 + ft}$$

Dari rumus ini djelaslah bahwa f mempunjai sjarat bentuk:

$$1 + ft > 0$$

Berhubung fungsi pertjepatan terhadap waktu t telah diketahui, maka kita dapat menghitung ketjepatan roket pada saat propellant habis (burn-out velocty), V_{hb}. Ini sebagai berikut (bandingkan Summerfield and Seifert, 1959).

$$V_{hb} = V_o + I_{sp}.\ \ln(1 + fT) \qquad (3).$$

T adalah waktu sampai propellant terbakar habis dan V_o ialah ketjepatan roket pada waktu t = 0.

Karena kebesaran2 jang perlu untuk menentukan orbit roket diatas telah diketahui maka sekarang dapat didjabarkan berapa sjarat sasaran djauh jang dapat dikenai oleh roket. Bumi dianggap berbentuk bola dan tidak berputar, djarak sasaran itu adalah (bandingkan v.d. Kamp, 1962).

$$s = 2R \arcsin \frac{V_o + I_{sp} \ln(1 + ft)^2}{2g_oR - V_o + I_{sp} \ln(1+ft)^2} \qquad (4).$$

R ialah djari2 bumi.

Berdasar rumus (3) dapatlah sekarang di djabarkan bermatjam2 hal. Misalnja relasi massa penuh dan massanja se sudah kosong ialah:

$$\ln(1+ft) = g_o \ln \frac{M_p}{M_k} + \frac{(1-M_k/M_p)_2}{(F/g_oM_p)g_o} \cos\theta \qquad ...(5).$$

θ adalah sudut elevasi pada waktu roket diluntjurkan.

Achir missi penerbangan bertenaga daripada roket ialah:

$$T = \frac{1}{/f/}(M_p - M_k) = \frac{M_f}{/f/} \qquad (6).$$

Disini M_f ialah massa dari propellant jang dihabiskan selama penerbangan bertenaga. Djika kita ingin menghitung massa persediaan tenaga se-optim2-nja maka sjaratnja adalah (Nelson and Loft, 1900 hal. 230).

$$\frac{\alpha}{2} g_o^2 I_{sp}^2 f^2 \int_0^T \frac{dt}{(1+ft)^2} < 1 \qquad (7).$$

α adalah massa djenis persediaan tenaga (power supply) kita.

b. Roket ideal dengan sjarat gaja dorong tambah gaja aerodinamis adalah konstan.

Sebuah roket jang tidak diputar (spin) dan gaja jang disebabkan oleh ketidak aturan (unsteadiness) dapat diabaikan besarnja, mempunjai suatu persamaan jang disederhanakan mendjadi berikut (Micle, 1962, hal. 33).

$$F + A = ma_o - mg \qquad (8).$$

F ialah gaja dorong (thrust) oleh propellant. A adalah gaja aerodinamis (bertanda negatip terhadap arah gaja dorong).

Ruas kanan adalah gaja oleh pertjepatan pada roket dan beratnja sendiri.

Suku A dapat diabaikan pada roket2 jang besar sekali (misalnja Saturnus, Atlas, dsb.). Karena itu djika thrust-program netral, berhubung misalnja bentuk perforasi dalam propellant, maka ruas kiri maupun kanan boleh dikatakan konstan. Andaikata pulalah bahwa pengurangan massa tiap detik djuga konstan seperti telah didjelaskan tadi diatas maka kita dapat memperkirakan berapa F jang diperlukan djika sebuah roket telah ditentukan misalnja djarak tembak atau tinggi kulminasinja. Sebagai tjonto kita djabarkan berapa rumus untuk sebuah roket jang terbang vertikal.

1). Ketjepatan roket selama penerbangan bertenaga:

$$V(t) = \frac{F}{C} \ln \frac{m_p}{m} - gt \qquad (9).$$

2). Tinggi jang ditjapai pada saat t selama penerbangan tertenaga adalah:

$$L(t) = \frac{F}{C} \left[t=\log \frac{m_o}{m_o - ct} - \tfrac{1}{2}t^2 + \frac{ct^3}{3m_o} \right] - \tfrac{1}{2}gt^2 \qquad (10).$$

3). Balans energi adalah sebagai berikut (bandingkan Nelson dan Loft, 1962, hal. 137).

$$mgh + U_o + \Delta U = U_f + mgh$$

U_o ialah energi pada suatu saat t. ΔU ialah energi jang ditambahkan oleh aktivitas propulsi. U_f ialah energi kelebihan dalam propellant setelah didorong keluar chamber. H = tinggi kulminasi jang harus ditjapai.

Bagi sebuah roket ideal kita anggap $U_f \approx 0$. Bilangan ini tidak terlalu djauh dari sjarat harga optimum dari efisiensi propulasi jang dapat berkisar sekitar 99%, djadi $U_f \approx 1\%$.

Pada saat propellant habis $\Delta U = 0$ dan $U_o = \frac{1}{2}mV_{hb}^2$. Djika kita substitusikan harga2 V dan H dalam rumus2 (9) dan (10) maka kita akan mendapatkan besarnja gaja dorong:

$$F = \frac{m_k\, g\, \frac{t_{hb}^3}{2c} - m_k\, g\, \frac{t_{hb}^3}{3m_p}}{\frac{m_k}{c}\left(\ell n\, \frac{m_p}{m_k}\right)^2} + \frac{\left\{\left(-m_k\, g\, \frac{t_{hb}^2}{2c} + m_k\, g\, \frac{t_{hb}^3}{3m_p}\right)^2 + \frac{2m_k}{c^2}\left(\ell n\, \frac{m_p}{m_k}\right)^2 m_k g H\right\}^{\frac{1}{2}}}{\frac{m_k}{c}\left(\ell n\, \frac{m_p}{m_k}\right)^2}$$

m_k = massa kosong roket, m_p = massa penuh roket, t_{hb} = waktu pembakaran.

Djika gaja aerodinamis tidak diabaikan maka perhitungan gaja dorong dengan mempergunakan mesin hitung tangan makan tempo tidak sedikit. Untuk sebuah sounding-rocket jang tinggi kulminasinja tidak harus memenuhi sjarat ketjermatan tinggi, gaja dorong dapat dihitung dengan agak kasaran. Tetapi untuk roket jang dipergunakan untuk mentjapai pada sasaran dengan djarak tertentu, maka mempunjai mesin hitung elektronis adalah sjarat mutlak.

REFERENSI.

1. Miele, A., 1962, Flight - Mechanics I, Addison Wesley Publ. Co.

2. v.d. Kamp, P., 1962, JRAS of Canada 56, 157.

3. Summerfield, M. and Seifert, H.S., 1959, Space Technology, Chapter 3, John Wiley and Sons, Inc.

4. Nelson, W.C. and Loft, E.E., Space Mechanics, 1962, Prentice Hall, Inc.