

# PERANCANGAN MULA ROKET METEOROLOGI I \*)

Oleh : Drs. Saulus Silitonga \*\*)

## Ringkasan.

Roket Meteorologi-I yang dibuat oleh Proyek ROMET di Rumpin, panjang  $L = 1832$  mm, diameter luar  $D = 160$  mm, berat struktur  $W_s = 35$  kg.

Bentuk konfigurasi dirancang berdasarkan model 29A, 29B dan 31 yang terdapat pada NACA REPORT 1301, Bentuk fin adalah Clipped Delta Blunt Trailing Edge dirancang dengan hollow Body dari bahan Alloy 2024 T-6. Perhitungan gaya aerodinamik, dilakukan secara terpisah komponen perkomponen, sehingga masih banyak parameter yang belum dimasukkan. Koreksi atas hasil-hasil tersebut, terutama pada stabilitas dan konstruksi akan dilakukan dengan uji terbang.

## 1. PENDAHULUAN

### 1.1 Definisi dan Arti suatu Perencanaan.

Memberi suatu definisi yang tepat bagi kata perencanaan, kelihatannya lebih sulit daripada mengikuti proses perencanaan itu sendiri. Berikut ini adalah definisi yang dianggap sesuai untuk bidang perencanaan mekanis, yang dibuat oleh Feilden<sup>1)</sup> dalam suatu report : "Suatu perencanaan mekanis ialah suatu pemanfaatan prinsip-prinsip keilmuan informasi teknik mesin-mesin, dan imaginasi dalam penetapan suatu konstruksi mekanis, mesin, atau sistem, untuk memenuhi fungsi-fungsi yang telah diteta-

apkan terlebih dahulu dengan efisiensi yang setinggi-tingginya".

Kesulitan untuk memberi definisi yang tepat, juga dalam hal menjelaskan proses, dari kata perencanaan itu sendiri yang dapat dipergunakan tidak hanya bagi satu macam kegiatan, tapi meliputi suatu spektrum kegiatan.

Sebagai contoh, seseorang atau suatu team merencanakan sejenis peralatan atau membuat suatu benda yang harus memenuhi persyaratan-persyaratan yang sangat rumit dan baru sama sekali. Tidak ada referensi yang dapat diambil, sebab peralatan atau benda yang ingin dibuat itu baru pertama kali direncanakan.

Sipercana hanya tahu tujuan atau spektrum tujuan yang ingin dicapai oleh peralatan atau benda tersebut, dan kepadanya diberi kebebasan yang sebesar-besarnya untuk menentukan bagaimana tujuan tersebut hendak dicapai. Konsekuensi dari kebebasan ini ialah banyak sekali pertimbangan konseptual maupun perhitungan-perhitungan analitis yang harus dilakukan oleh perencana, agar semua solusi perencanaan yang sesuai dengan tujuan tersebut dapat dikemukakan dan diperbandingkan satu dengan lainnya. Makin besar kebebasan yang diberikan, makin banyak pilihan yang harus dipertimbangkan dan makin besar elemen kreatifitas yang diperlukan dalam perencanaan tersebut.

Contoh-contoh kegiatan perencanaan yang termasuk dalam jenis perencanaan ini adalah kegiatan teknik angkasa luar (space engineering), teknik nuklir (nuclear engineering), dan sistem pertahanan (defence work).

\* Majalah LAPAN No. 16 Tahun ke IV

\*\* Staf Proyek ROMET-LAPAN

Definisi diatas hanya berlaku untuk suatu perencanaan mekanis, untuk perencanaan dalam bidang-bidang lain tentu definisi tersebut mengalami sedikit perubahan.

Akan tetapi tujuan utama kelihatannya selalu sama, yaitu harus memenuhi persyaratan tertentu yang secara langsung atau didefinisikan dalam bermacam-macam bentuk yang berbeda-beda, dimana pemenuhan persyaratan ini harus memuat keputusan tentang bentuk dan ukuran, atau susunan dari bagian-bagian peralatan atau benda yang direncanakan. Bagian yang penting dari suatu perencanaan ialah proses kreatif yang menggambarkan bagaimana bentuk konfigurasi yang dapat memenuhi persyaratan tadi dengan baik dan karenanya perlu diteliti lebih lanjut.

Kembali pada definisi perencanaan tadi, dapat disimpulkan bahwa terdapat tiga aspek perencanaan yang penting :

- a. Suatu perencanaan harus dapat memenuhi fungsi-fungsi yang telah ditetapkan terlebih dahulu.
- b. Suatu perencanaan harus diusahakan untuk dapat mencapai efisiensi yang setinggi-tingginya (optimum).
- c. Suatu perencanaan harus ekonomis (murah).

Dalam aspek ketiga termaktub suatu aspek penting yang seringkali dipisahkan yaitu *waktu*. Suatu perencanaan harus dapat diselesaikan dalam suatu jangka waktu tertentu agar ekonomis dan memenuhi target yang akan dicapai.

Seringkali aspek kedua dan ketiga saling bertentangan, karena itu perlu dilakukan suatu kompromi yang tepat.

### 1.2. Raket sebagai suatu Sistem.

Raket sebagai suatu sistem dapat dibagi menjadi beberapa sub-sistem misalnya; sub-sistem aerodynamika, sub-sistem mekanika terbang, sub-sistem propulsi, sub-sistem stabilitas dan pengendalian, sub-sistem peluncur, sub-sistem termodinamika dan lain sebagainya.

Makin banyak sub-sistem yang dimasukkan ke dalam sistem yang diambil, makin banyak parameter-parameter sistem tersebut. Maksud dari pembagian sistem raket menjadi beberapa sistem ialah untuk membagi parameter-parameter yang jumlahnya sangat banyak dalam perancangan suatu raket. Sehingga untuk sementara tiap sub-sistem

dapat dianggap berdiri sendiri sebagai suatu kelompok yang bebas.

Hubungan antara tiap sub-sistem baru akan dibahas kemudian apabila dilakukan optimasi seluruh sistem.

Dalam perencanaan Raket Meteorologi Proyek ROMET yang pertama ini, raket sebagai suatu sistem kami bagi atas empat sub-sistem:

- a. Sub-sistem aerodinamika dan stabilitas.
- b. Sub-sistem konstruksi dan perbengkelan.
- c. Sub-sistem propulsi.
- d. Sub-sistem propelan (bahan bakar).

## 2. Pemilihan Konfigurasi.

### 2.1. Target Misi raket yang direncanakan.

Seperti telah diuraikan pada bab 1, bahwa merencanakan sesuatu peralatan, benda atau suatu sistem harus memenuhi persyaratan-persyaratan atau mencapai target yang ditentukan lebih dulu.

Dan juga perencanaan harus ekonomis, baik ditinjau dari segi biaya maupun waktu. Akan tetapi, karena masih banyak hambatan-hambatan yang dihadapi seperti, material yang tersedia, peralatan-peralatan yang belum begitu lengkap terutama dalam bidang peralatan pembuatan propelan, maka perencanaan raket meteorologi yang pertama ini baru merupakan langkah awal untuk menuju suatu optimasi. Sehingga kompromi yang diambil antara sub-sistem aerodynamika dan stabilitas, sub-sistem propulsi, sub-sistem propelan, sub-sistem konstruksi pesawat dan perbengkelan di sesuaikan dengan kemampuan teknologi yang tersedia.

Parameter-parameter dasar yang ditentukan pertama kali :

- |                          |           |
|--------------------------|-----------|
| a. Gaya dorong           | 1000 kg   |
| b. Impuls spesifik total | 240 detik |
| c. Berat propelan        | 42,99 kg  |
| d. Waktu pembakaran      | 7 detik   |
| e. Diameter chamber      | 16 m.m.   |

Berdasarkan ketentuan parameter dasar diatas, sub-sistem aerodynamika dan stabilitas, menentukan konfigurasi raket yang direncanakan. Memang hal ini agak bertentangan dengan definisi perencanaan suatu raket. Dimana sub-sistem yang paling dominan adalah sub-sistem mekanika terbang. Artinya bahwa target misi raket harus ditentukan terlebih dulu. Walaupun demikian sub-sistem konstruksi/aerodynamis tetap

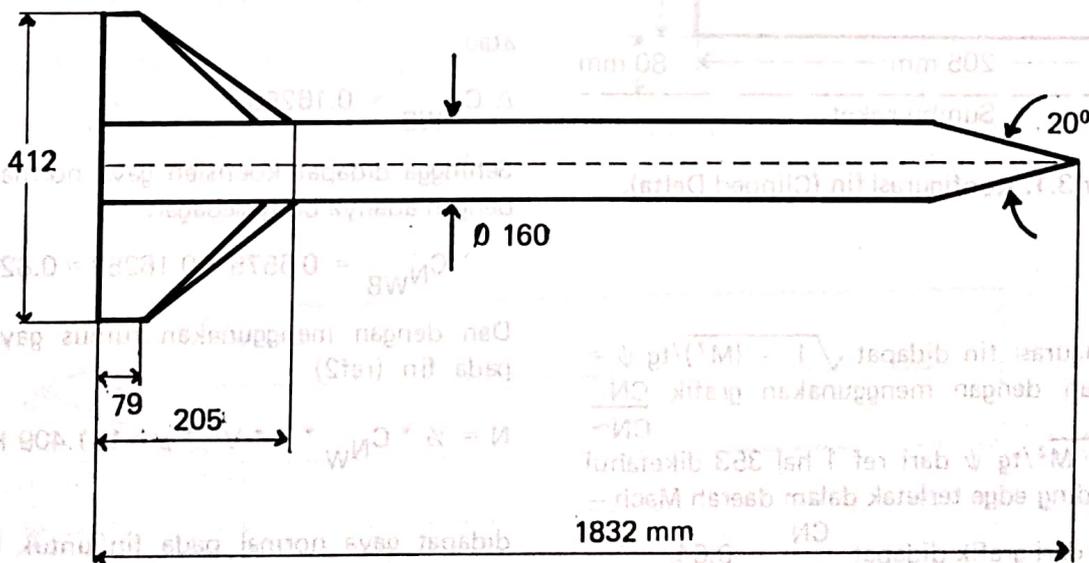
berusaha untuk mencari suatu konfigurasi dan persyaratan-persyaratan minimal yang harus dipenuhi roket yang direncanakan, untuk dapat terbang secara stabil dan mencapai suatu ketinggian yang cukup.

## 2.2. Langkah-langkah penentuan konfigurasi

Keterbatasan teknologi dan waktu, memaksa pemilihan parameter roket dimulai dari penentuan gaya dorong, berat propelan, diameter chamber, dan waktu pembakaran, tanpa penentuan target misi roket itu sendiri terlebih dulu.

Berdasarkan ketentuan dari parameter yang disebutkan pada butir 2.1 diatas, sub-konstruksi/aerodinamik memilih bentuk konfigurasi roket dari model-model yang ada pada NACA REPORT 1307. Model-model roket ini telah diuji secara teoritis dan eksperimen dalam terowongan angin. Dan model-model itu disesuaikan dan diadakan perhitungan-perhitungan kembali untuk menyesuaikannya dengan dimensi yang diinginkan.

Dari hasil-hasil perhitungan kembali dan berdasarkan model 24, 29a, 29b dan 31, didapat bentuk konfigurasi roket yang direncanakan seperti pada gambar 2.1.



GAMBAR 2.1.: Konfigurasi Roket Meteorologi-I.

## 3. Perhitungan gaya aerodynamik awal

### 3.1 Persamaan lintasan roket.

Langkah awal untuk melakukan perhitungan gaya aerodynamik roket dilakukan dengan terlebih dulu menghitung kecepatan dan ketinggian maksimum roket yang direncanakan.

Persamaan lintasan roket yang digunakan adalah :

$$\dot{V} = \frac{F \cos \alpha - \frac{1}{2} \rho h C_D V^2 \cdot S}{m_0 - \dot{m} t} - g \cos \Theta$$

$$\dot{\Theta} = \frac{F \sin \alpha + \frac{1}{2} \rho h C_L V^2 \cdot S}{(m_0 - \dot{m} t) V} + \frac{g}{V} \sin \Theta \dots (3.1)$$

$$\dot{h} = v \cos \Theta$$

$$\dot{s} = v \sin \Theta$$

dengan

$V$  = kecepatan,  $h$  = ketinggian,  $s$  = jarak horizontal yang ditempuh,  $F$  = Gaya dorong roket,  $\rho$  = kerapatan udara,  $m$  = massa roket,  $t$  = waktu pembakaran,  $\theta$  = sudut peluncuran.

Persamaan ini diselesaikan dengan metode Numerik Runge Kutta orde-4.

Dan program computer diselesaikan dengan mini computer WANG 2200 Series.

### 3.2. Gaya Normal Aerodynamik

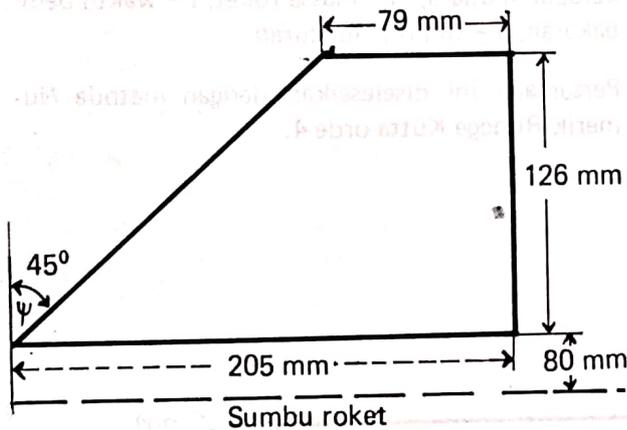
#### 3.2.1 Koefisien gaya normal pada fin.

Perhitungan gaya normal pada fin dilakukan dalam dua tahap :

a. Perhitungan gaya normal pada fin tanpa body roket. Perhitungan gaya aerodynamik roket dalam perancangan mula ini dilakukan pada kecepatan  $\approx$  Mach 1. Hal ini dilakukan mengingat bahwa koefisien gaya-gaya aerodynamik yang paling besar dicapai pada Mach 1, sehingga hasil perhitungan pada mach 1, dijadikan sebagai referensi untuk perhitungan kekuatan konstruksi selanjutnya.

Dari hasil lintasan, pada kecepatan roket  $\approx$  0.95 Mach, dicapai ketinggian  $\approx$  440 m, rapat udara pada ketinggian itu  $\rho = 0.11907 \text{ kg det}^2/\text{m}^4$  dan viscositas udara  $\nu = 15.15 \cdot 10^{-6} \text{ m}^2/\text{det}$ :

Bentuk fin roket yang direncanakan adalah clipped delta, seperti pada gambar 3.1.



Gambar 3.1. Konfigurasi fin (Clipped Delta).

Dari konfigurasi fin didapat  $\sqrt{1 - (M^2)}/\text{tg } \psi = 0.5321$  dan dengan menggunakan grafik  $\frac{C_N}{C_{N\sim}}$

VS  $\sqrt{1 - M^2}/\text{tg } \psi$  dari ref 1 hal 353 diketahui bahwa leading edge terletak dalam daerah Mach -

Cone, dan dari grafik didapat  $\frac{C_N}{C_{N\sim}} = 0.64$ .

Dengan mengambil sudut serong rata-rata  $\alpha = 7^\circ$ , maka:

$$C_{NW} = \frac{4\alpha}{\sqrt{1-M^2}} \frac{C_N}{C_{N\sim}} = 0.6575 \dots\dots\dots(3-2)$$

$C_{NW}$  = Koefisien normal pada fin tanpa body.

Perlu dijelaskan di sini bahwa sudut serong, hanya dapat diketahui dengan melakukan test pada terowongan angin ataupun dengan uji terbang.

b. Pertambahan koefisien gaya normal pada fin akibat body. Rumus yang digunakan untuk menghitung pertambahan koefisien gaya normal pada fin akibat body:

$$\Delta C_{NWB} = \frac{2\alpha}{S} \left( \frac{dC_N}{d} \right) R^2 \int_R^b \frac{C}{Y^2} dy \dots\dots(3-3)$$

dengan,

$\alpha$  = sudut serong rata-rata

R = jari-jari body roket, b = semi span,

C = chord.

S = luas referensi (dua kali luas fin).

Dari gambar 3.1 dapat dibuat hubungan chord dengan perubahan Span (Y) sebagai:

$$C = 424.2 - 2.74 Y \dots\dots\dots(3-4)$$

Pertambahan koefisien gaya normal akibat body menjadi:

$$\Delta C_{NWB} = \frac{2 * 0.1222}{35784} * 5.3808 * (80.)^2$$

$$\int_{80}^{126} \frac{(424.2 - 2.74y)}{Y^2} dy$$

atau

$$\Delta C_{NWB} = 0.16258.$$

Sehingga didapat koefisien gaya normal pada fin dengan adanya body sebagai:

$$C_{NWB} = 0.6575 + 0.16258 = 0.82008.$$

Dan dengan menggunakan rumus gaya normal pada fin (ref2)

$$N = \frac{1}{2} * C_{NW} * S * V^2 * \rho = 181.409 \text{ Kg} \dots\dots\dots(3-5)$$

didapat gaya normal pada fin untuk kecepatan roket  $\approx$  0.95 Mach, yang merupakan gaya aerodynamik yang bekerja tegak lurus pada fin yang terbesar adalah; 181.409 Kg.

Dengan menggunakan besar gaya ini dan gaya yang bekerja pada fin yang sejajar dengan sumbu roket (yang disebut gaya tahanan aerodinamik atau drag) sebagai referensi dapat dihitung kekuatan konstruksi sambungan fin.

### 3.2.2. Koefisien gaya normal pada body.

Koefisien gaya normal pada body, dapat dihitung dengan menggunakan rumus yang diturunkan oleh H. Yulian Allen dan Edward W. Parkins<sup>3)</sup> berdasarkan hukum potensial sebagai berikut:

$$C_{NB} = 2(k_2 - k_1) \frac{S_b}{S} \alpha + c_{dc} \frac{A_p}{S} \alpha^2 \dots\dots\dots (3-6)$$

dengan:

$C_{NB}$  = koefisien gaya normal pada body

$(k_1 - k_2)$  = faktor munk

$S_b$  = base area of body

$S$  = luas referensi

$\alpha$  = sudut serang rata-rata

$\eta$  = perbandingan koefisien drag silinder hingga dengan silinder tak hingga.

$C_{dc}$  = koefisien drag berdasar bilangan Mach dan diameter serta cross component of the velocity ( $V_o \sin \alpha$ ).

$A_p$  = luas proyeksi body pada bidang datar.

Dengan menggunakan hasil-hasil dari 3.2.1 di atas dan grafik pada ref 1 hal 356, serta luas  $A_p$  yang didapat dari gambar di bawah ini, dapat dihitung  $C_{NB}$

$A_p$  = luas cone dan luas bagian silinder.

$$A_p = \left( \frac{0.08 + 0.313}{2} + 0.08 * 1.519 \right) m^2 = 0.13404 m^2.$$

Panjang total roket ( $L$ ) = 1.832 m, diameter roket ( $D$ ) = 0.1600 m jadi  $L/D = \frac{1.832}{0.1600} = 18.93$ .

Untuk  $L/D = 11.45$  dari grafik pada ref 1 hal 355, didapat  $(k_2 - k_1) = 0.98$ . Dengan menggunakan rumus (3-9) didapat:

$$C_{NB} = 2 * 0.98 * \left( \frac{0.020106}{0.035784} \right) * 0.1222 + 0.74 * 1.6 \left( \frac{0.13404}{0.035784} \right) * (0.1222)^2$$

$$C_{NB} = 0.200$$

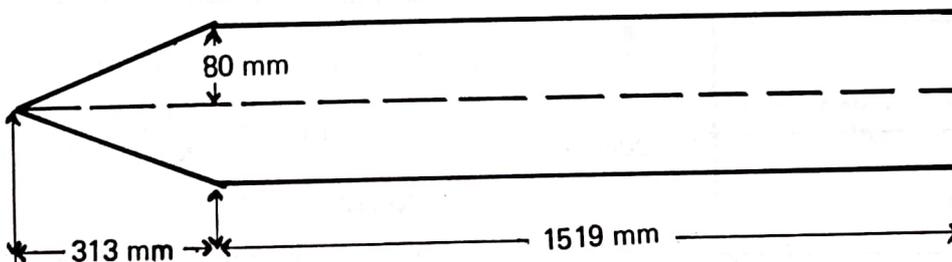
Dengan demikian koefisien gaya normal pada body = 0.200

### 3.2.3. Koefisien normal pada nose.

Dengan menggunakan rumus untuk mencari koefisien normal pada nose yang diturunkan oleh Ferrari dan Tsien<sup>2)</sup>:

$$C_{N\alpha} = \frac{2 \sqrt{\frac{\cot \theta}{\sqrt{M-1}} - 1}}{\sqrt{\frac{M-1}{\cot \theta}} \cos h^{-1} \frac{\cot \theta}{M-1} + \sqrt{\frac{\cot \theta}{M-1}} - 1} \dots\dots\dots (3-7)$$

dengan,  $\theta = \frac{1}{2}$  sudut puncak kerucut nose.  
 $M$  = bilangan Mach.



Gambar 3.2; Proyeksi body pada bidang datar.

Dari bentuk konfigurasi roket yang direncanakan seperti pada 2.2, dimana  $\alpha = 20^\circ$  dan bentuk  $M = 0.95$ , maka  $C_{N_n} = 1.72$ , sehingga untuk sudut serong rata-rata  $\alpha = 7^\circ$  didapat koefisien gaya normal pada nose  $C_{N_n} = 0.21$ .

Sehingga gaya normal yang bekerja pada nose untuk  $M = 0.95$  didapat dengan menggunakan rumus untuk gaya normal.

$$N = 0.5 * 0.21 * 0.089831 * (321.385)^2 * 0.11907 \text{ Kg.}$$

atau

$$N = 116.00 \text{ Kg.}$$

Jadi besarnya gaya aerodinamik yang bekerja tidak lurus pada nose yang paling besar adalah 116.00 Kg.

#### 4. Koefisien gaya hambat aerodinamis (Koefisien drag).

##### 4.1 Koefisien gaya hambat aerodinamik pada fin.

Untuk dapat menghitung besar gaya momen yang dialami oleh fin, harus diketahui letak titik tangkap gaya normal pada fin, yang dapat diketahui dengan mencari Mean Aerodynamic Chord (MAC). Untuk ini digunakan rumus (ref 1 hal 384) sebagai berikut:

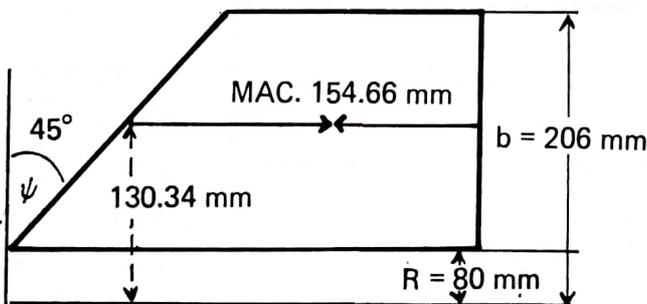
$$MAC = \frac{2}{(C_r + C_t)(b - R)} \int_R^b C^2 dy \dots\dots\dots (4-1)$$

dengan

$C_r$  = root chord,  $C_t$  = tip chord,

$R$  = jari-jari silinder body,  $b$  = semi span.

Dengan menggunakan geometri fin pada gambar 3.1, didapat  $MAC = 154,66$  mm. Jadi titik tangkap gaya normal pada fin terletak pada chord sepanjang 130.34 mm dari sumbu roket, lihat gambar 4.1.



Gambar 4.1. Titik tangkap gaya normal pada MAC.

Koefisien gaya hambat aerodinamik (Koefisien drag) total pada fin merupakan gabungan dari tiga komponen, yang pada desain awal dapat dihitung secara terpisah yaitu koefisien drag karena bentuk (Form Drag Coefficient), koefisien drag akibat adanya gaya angkat (lift) dan koefisien drag akibat gesekan, dapat ditulis sebagai:

$$C_D = C_{D_F} + C_{D_L} + C_{D_f} \dots\dots\dots(4-2)$$

Untuk menghemat ruangan, maka detail perhitungan koefisien drag ini tidak dicantumkan pada tulisan ini. Bagi yang berminat untuk mengetahui lebih lanjut dapat berhubungan dengan penulis atau dengan buku referensi 1,2,3 dan 4.

Dari hasil perhitungan yang dilakukan didapat; koefisien drag pada fin akibat bentuk (Form Drag Coefficient) atau  $C_{D_F} = 0.00773$ , dan koefisien

drag akibat adanya gaya angkat (lift)  $C_{D_L} = 0.09923$  dan koefisien drag akibat adanya gesekan  $C_{D_f} = 0.000468$ .

Sehingga koefisien drag total yang dialami 4 (empat) buah fin menjadi:

$$C_D = C_{D_F} + C_{D_L} + C_{D_f} = 0.13205 \dots\dots$$

Gaya hambat aerodinamik yang dialami roket pada fin adalah:

$$D = \frac{1}{2} \rho C_D V^2 .S = 58.69 \text{ Kg.}$$

##### 4.2 Koefisien gaya hambat aerodinamik pada body.

Seperti pada fin, koefisien gaya hambat pada body terdiri atas tiga komponen yang dapat dihitung secara terpisah. Sehingga koefisien drag total pada body dapat ditulis sebagai:

$$C_D = C_{D_F} + C_{D_L} + C_{D_f}$$

Rumus yang digunakan untuk menghitung  $C_{D_F}$  adalah berdasarkan pada ref. 2 hal 66.

$$C_{D_F} = (0.083 + \frac{0.096}{M^2}) (\frac{\theta}{10}) 1.69 \dots\dots\dots$$

dengan

$\theta$  = setengah sudut puncak kerucut Nose =  $10^\circ$

$M$  = bilangan Mach

$$C_{D_F} = 0.3466.$$

Perhitungan tentang koefisien drag akibat gesekan dan akibat gaya angkat dalam tulisan ini tidak dicantumkan secara detail. Untuk jelasnya dapat dilihat pada ref. 1,2,3 dan 4.

Dari hasil perhitungan yang dilakukan didapat:

$$C_{D_f} = 0.0103 \text{ dan } C_{D_{LB}} = 0.0244.$$

Sehingga koefisien drag total pada body adalah:

$$C_D = 0.3466 + 0.0244 + 0.0103 = 0.3813.$$

Dengan demikian gaya hambat aerodinamik yang dialami roket akibat body adalah:

$$D = \frac{1}{2} \rho C_D V^2 S = 84.75 \text{ Kg.}$$

Perlu diketahui bahwa gaya hambat aerodinamik pada body yang paling besar dialami oleh Nose. Jadi gaya hambat aerodinamik total yang dialami oleh roket pada  $\approx 0.95$  Mach adalah:

$$D = 169.50 \text{ Kg.}$$

## 5. Penutup

Berdasarkan data gaya aerodinamik yang di atas, kemudian dilakukan perhitungan kekuatan konstruksi roket yang dirancang. Perlu ditambahkan bahwa hasil-hasil ini masih merupakan rancangan awal, sehingga faktor keselamatan yang diambil pada perhitungan konstruksi masih cukup besar yakni 1.50.

Untuk mendapatkan data aerodinamik yang cukup teliti perlu dilakukan test pada terowongan angin. Ataupun dengan melakukan uji terbang, maka hasil rancangan ini masih dapat dikoreksi terutama untuk stabilitas terbang dan memperkecil faktor keselamatan yang diambil, sehingga berat struktur dapat dikurangi.

## 6. Daftar Pustaka

- 1). Joseph J. Jerger, Edited by Grayson Merrill, Captain, U.S.N (Ret), D. Van Nostrand Company, Inc. *System Preliminary Design*.
- 2). S.S. Chin, Mc. Graw-Hill, Book Company, Inc. *Missile Configuration Design*.
- 3). William C. Pitts, Jack N. Nielsen, and George E. Koattari. NACA TECHNICAL REPORT 1307, Lift And Center Of Pressure Of Wing-Body-Tail Combinations At Subsonic, Transonic, And Supersonic Speeds.
- 4). Division II: Aerodynamics Editor R.T. Jones And WIP Jones, Practical Aerodynamics, Volume 4, International Series Of Monographs In Aeronautics And Astronautics.
- 5). Brice Carnahan and James O. Wilkes, John Willy New York. Digital Computing And Numerical Methods (With Fortran-IV, WATFOR and WATFIV Programming).