

ANALISIS HASIL PENGUJIAN DAN PREDIKSI TEORITIS AERODINAMIKA ROKET RX 300

Salam GIntIng
Peneliti Bidang Aerodinamika. LAPAN

ABSTRACT

LAPAN has a supersonic wind tunnel facility which could be used for research of rocket model to get aerodynamics characteristic of the model through testing with various speeds within supersonic range. The research on the RX 300 rocket model has been carried out in the above facility at velocity range of 1,5 - 3 Mach. Some aerodynamic are obtained from this research. Such as lift drag and moment coefficients. Aerodynamic coefficient is shown in the curve as a function of Mach and angle of attack. This result will be compared with the theoretical calculation and the result is higher around 5 % than theory. The approach of Quadrature Multhopp is method use in this analysis. The RX 300 rocket model is equipped with four flaps at the back part of the rocket as a stabilizer when the rocket is launched. This rocket is designed for being able to carry a payload with dimation of 25 cm diameter and 45 cm length.

Keywords : *Aerodynamic rocket, Wind tunnel*

ABSTRAK

LAPAN memiliki fasilitas terowongan angin supersonik dan dapat digunakan untuk penelitian karakteristik aerodinamika model roket melalui pengujian dalam berbagai kecepatan pada daerah supersonik. Pengujian dilakukan untuk model roket RX 300 di dalam terowongan angin tersebut, pada daerah kecepatan bilangan Mach antara 1,5 - 3. Dari penelitian ini diperoleh parameter aerodinamika seperti koefisien gaya angkat, gaya hambat dan momen. Koefisien aerodinamika ditunjukkan dalam kurva sebagai fungsi bilangan Mach dan sudut serang. Dibandingkan dengan perhitungan teoritis hasil pengujian yang diperoleh lebih besar dari teori sekitar 5 %. Metode pendekatan Quadrature Multhopp digunakan untuk anali&is ini. Model roket RX 300 dilengkapi dengan empat buah sirip, yang dipasang pada belakang badan roket sebagai penstabil saat roket diluncurkan. Roket ini dirancang dan dapat digunakan untuk membawa muatan dengan dimensi diameter 25 cm dan panjang 45 cm.

Kata kunci: *Aerodinamik, Roket, Terowongan angin*

1 PENDAHULUAN

Untuk memperoleh hasil penelitian yang baik biasanya dilakukan dengan pengujian di laboratorium dan kemudian dibandingkan dengan prediksi teoritis dan data referensi yang sudah baku. Dalam makalah ini akan ditampilkan hasil pengujian karakteristik aerodinamika roket RX 300, yang dilakukan dalam terowongan angin supersonik LAPAN. Di samping itu dicantumkan juga hasil penelitian yang dilakukan secara teoritis dengan menggunakan metode yang telah dikembangkan oleh Quadrature

Multhopp secara analitis. Besaran - besaran yang diperoleh dalam uji coba yang dilakukan dalam terowongan angin adalah gaya normal 1, gaya normal 2, gaya aksial dalam satuan mikro volt terukur oleh sensor *strain gauge* yang dipasang pada *sting balance*. Untuk mengkonversikan besaran-besaran yang terukur dalam mikro volt, telah dipersiapkan program komputer sehingga diperoleh satuan gaya berupa gaya normal, gaya angkat, gaya hambat dan momen tukik. Dari hasil penelitian dalam terowongan angin akan diperoleh

informasi penting sebagai masukan dalam perancangan roket RX 300 secara teoritis. Koefisien aerodinamika yang diperoleh ditampilkan sebagai fungsi dari bilangan Mach dan sudut serang. Hasil prediksi teoritis dicantumkan untuk melihat perbedaan antara hasil pengujian dan teoritis.

2 METOD BPNBLITIAN

Metode penelitian dilakukan sesuai dengan prosedur yang sudah disusun secara baku di laboratorium terowongan angin supersonik, supaya memperoleh hasil yang lebih baik. Secara garis besar fasilitas yang digunakan dalam penelitian ini terdiri dari; terowongan angin, instrumentasi, alat bantu dan data akuisisi. Terowongan angin yang digunakan adalah jenis *intermittent blow down* dengan ukuran seksi uji 12" x 12" yang dapat dioperasikan pada daerah bilangan Mach antara 1,5 sampai dengan 3 (Gambar 2-1). Pada gambar ini ditunjukkan *sliding blok* yang berguna untuk pengaturan kecepatan. Gambar model roket 300 dapat dilihat pada Gambar 2-2, dan roket sebenarnya dapat dilihat pada Gambar 2-3.

- Instrumentasi yang digunakan terdiri dari sensor *strain gauge*; panel kontrol, alat akuisisi data, komputer dan *plotter*,
- Model roket dengan ukuran diameter 3 cm, panjang 32,5 cm dipasang pada *sting balance* dan terbuat dari bahan *stainles steel*.

Model dilengkapi dengan 4 buah ship di bagian ekor yang terpasang simetris terhadap sumbu model, berguna sebagai stabiliser saat roket diluncurkan.

2.1 Prosedur Pengujian

Tangki udara yang terdiri dari 2 buah diisi dengan kompresor sehingga mencapai tekanan 120 sampai dengan 160 psi. Selanjutnya model dipasang

pada *sting balance* (Gambar 2-1) dengan posisi awal sumbu model tepat pada garis sumbu seksi uji terowongan angin. Setelah tekanan reservoir udara cukup, baru* terowongan angin dioperasikan. Data karakteristik aerodinamik model roket akan diperoleh pada berbagai sudut serang dan beberapa bilangan Mach. Untuk mendapatkan kecepatan yang bervariasi dilakukan dengan meng-geser balok geser dengan gerakan maju mundur sehingga luasan *throat* bervariasi (Gambar 2-1).

Untuk memvariasikan sudut serang (α), *sting balance Qu.ad.ran system* dapat digerakkan naik turun sehingga model dapat bergerak dari 0° sampai dengan 10° , mengikuti program yang telah dibuat. Data yang diperoleh dari penelitian ini kemudian diolah dengan *software* yang telah dipersiapkan dan hasilnya berupa grafik yang menggambarkan karakteristik aerodinamika dari model roket.

2.2 Geometri Model Roket RX 300

Rumus yang digunakan dalam pengolahan data pengujian dalam terowongan angin tersebut adalah sebagai berikut:

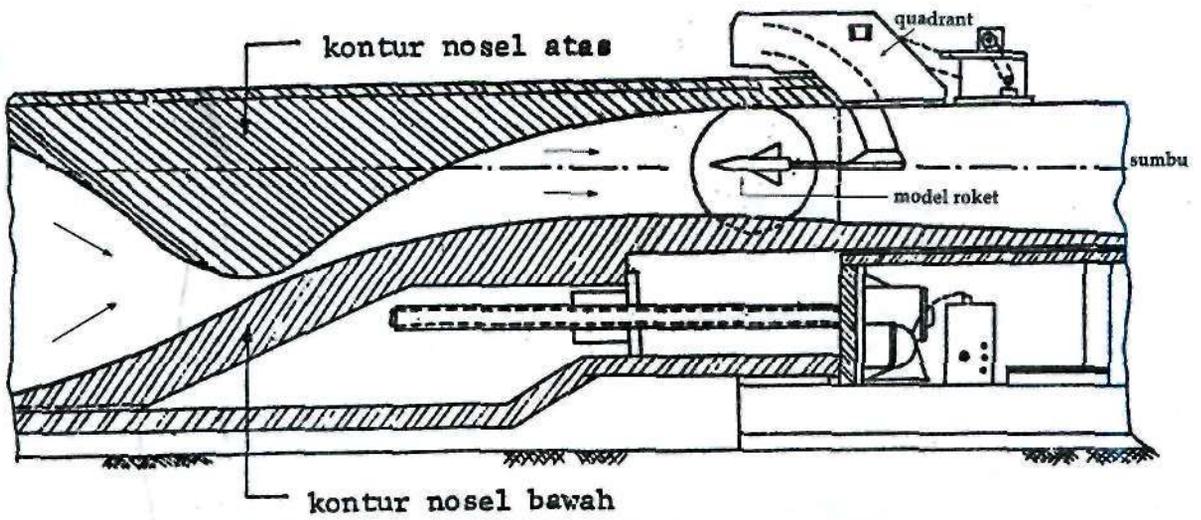
$$\text{Koefisien gaya normal: } C_N = \frac{F_N}{q \cdot s} \quad (2-1)$$

$$\text{Koefisien gaya aksial: } C_A = \frac{F_A}{q \cdot s} \quad (2-2)$$

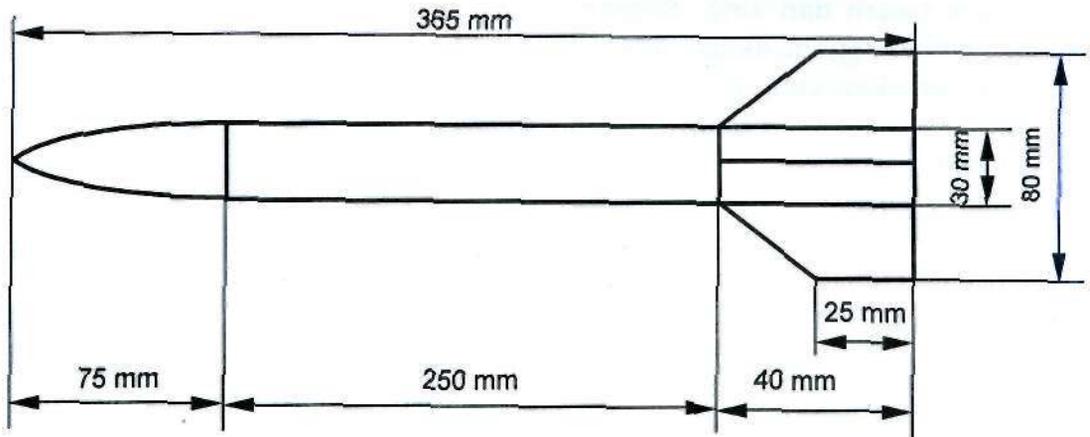
$$\text{Koefisien momen tukik: } C_M = \frac{M_x}{q \cdot s \cdot d} \quad (2-3)$$

$$\text{Koefisien gaya hambat: } C_D = \frac{F_D}{q \cdot s} \quad (2-4)$$

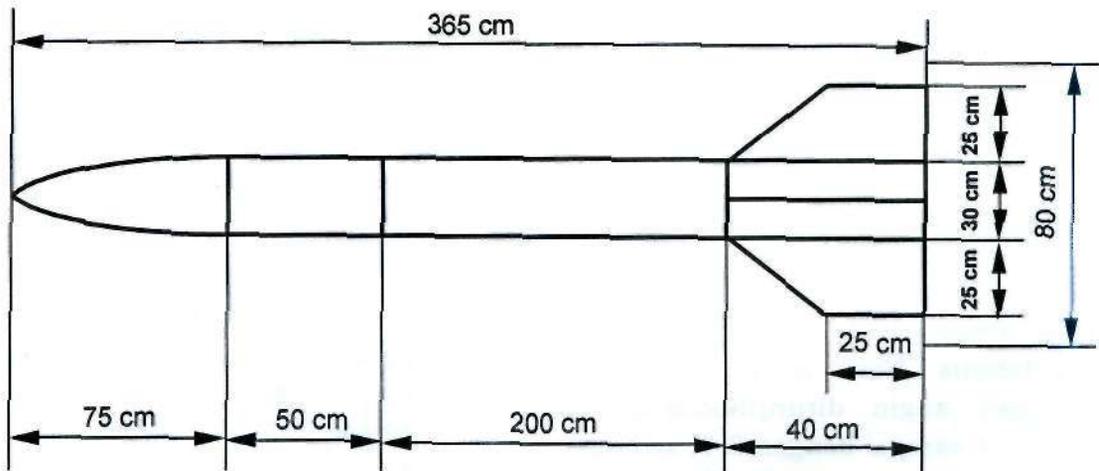
$$\text{Koefisien momen guling: } C_R = \frac{M_y}{q \cdot s \cdot d} \quad (2-5)$$



Gambar 2-1: Kontur nozel terowongan supersonik



Gambar 2-2: Geometri model roket



Gambar 2-3: Geometri roket RX 300 ukuran sebenarnya

2.3 Rumus yang Digunakan Dalam Teori Perancangan

- Koefisien gaya angkat :

$$C_L = C_L^f + C_L^T + \Delta C_{L(f)} + \Delta C_{L(f)(T)} \quad (2-6)$$

- Gaya angkat :

$$L = L^f + L^T + \Delta L_{T(f)} + \Delta L_{f(T)} \quad (2-7)$$

- Koefisien gaya hambat :

$$C_D = C_D^f + C_D^T + C_{DT(f)} C_{Df(T)} \quad (2-8)$$

- Koefisien momen anguk :

$$C_M = C_M^f + C_M^T \quad (2-9)$$

- Pusat tekanan aerodinamika :

$$Lcp = \left[C_L \cdot \bar{x}_f + \Delta C_L \cdot \bar{x}_f(\tau) + C_{L(\tau)} \cdot \bar{x}_f(\tau) \right] / C_{L_{tot}} \quad (2-10)$$

Pusat tekanan aerodinamis dibutuhkan untuk mengetahui besarnya statik margin, sebagai perkiraan awal stabilitas. Koefisien gaya angkat merupakan penjumlahan dari masing-masing gaya angkat setiap komponen yang terjadi pada nosecone, pada badan, pada sirip dari roket ditambah akibat interferensi antara badan dan sirip. Sedangkan gaya hambat terjadi akibat adanya tekanan dan gesekan yang dialami oleh permukaan tiap komponen roket dengan udara atmosfer.

Penelitian ini dilakukan dengan pengujian model dalam terowongan angin sebagai data pembanding dari prediksi teoritis yang menggunakan referensi yang telah dikembangkan metodenya oleh Quadrature Multhopp. Hasilnya berupa karakteristik aerodinamika yakni koefisien gaya angkat, koefisien gaya hambat dan koefisien momen, yang dibandingkan antara hasil pengujian dan dari teoritis.

3. HASIL PENELITIAN

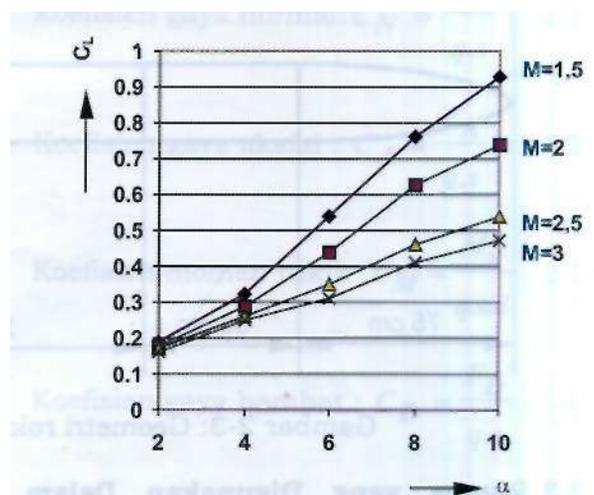
Telah diperoleh hasil penelitian berupa karakteristik aerodinamika roket RX 300 melalui pengujian dalam terowongan angin dan dengan prediksi secara teoritis. Hasil pengujian dalam terowongan angin ditunjukkan pada Gambar 3-1 sampai dengan 3-7, sedangkan hasil prediksi teoritis dapat dilihat pada Gambar 3-8 sampai dengan 3-14. Hasil pengujian dan teori masing-masing ditampilkan dalam bentuk kurva koefisien aerodinamika yakni; koefisien gaya angkat, koefisien gaya hambat dan koefisien momen. Hasil pengujian berupa

koefisien gaya angkat (C_L) dapat dilihat pada Gambar 3-1 dan 3-2, sebagai fungsi dari sudut serang dan bilangan Mach. Koefisien gaya hambat dapat dilihat pada Gambar 3-3 dan 3-4, juga sebagai fungsi dari bilangan Mach dan sudut serang. Sedangkan koefisien momen (C_M) ditampilkan pada Gambar 3-5 dan 3-6. Untuk mengetahui seberapa besar adanya *rolling* (C_R) pada pengujian tersebut dapat dilihat pada Gambar 3-7. Untuk hasil prediksi teoritis karakteristik aerodinamika dapat dilihat pada Gambar 3-8 sampai dengan 3-12. Koefisien gaya angkat (C_L) ditunjukkan pada Gambar 3-8 dan 3-9, sedangkan koefisien gaya hambat (C_D) dapat dilihat pada Gambar 3-10 dan 3-11. Koefisien momen (C_M) dapat dilihat pada Gambar 3-12.

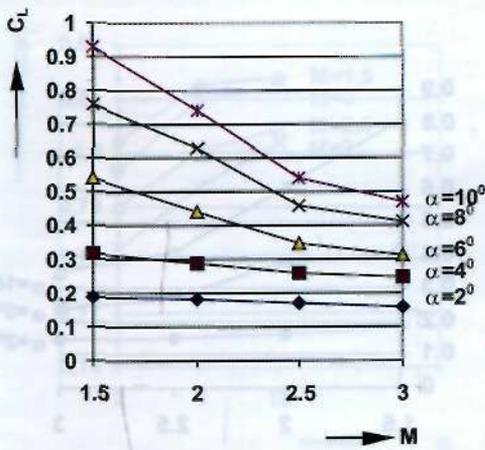
Hasil pengujian dan teoritis akan dibandingkan, untuk mengetahui, perbedaan antara keduanya. Hasil pengujian ini berfungsi sebagai validasi dari data teoritis yang diperoleh. Khusus untuk pusat tekanan aerodinamis (Lcp) dihitung secara teoritis dari roket RX 300 dengan ukuran sebenarnya.

3.2 Hasil Pengujian pada Terowongan Angin

- Koefisien gaya angkat (C_L)

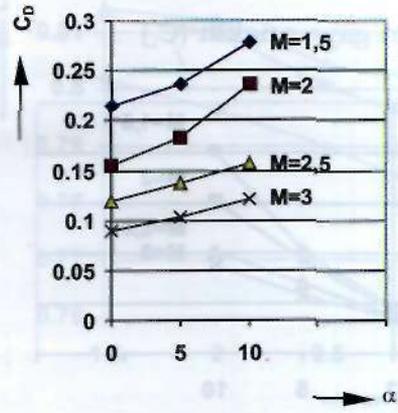


Gambar 3-1: C_L vs α

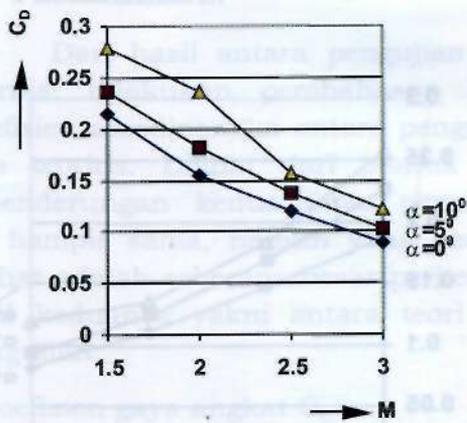


Gambar 3-2: C_L vs bilangan Mach

• Koefisien gaya hambat (C_D)

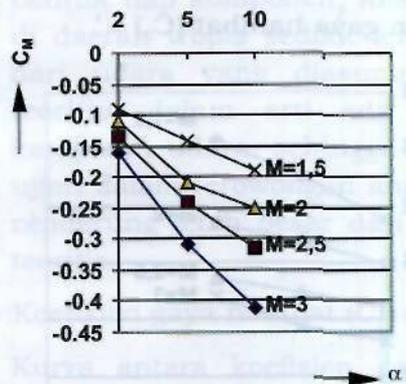


Gambar 3-3: C_D vs α

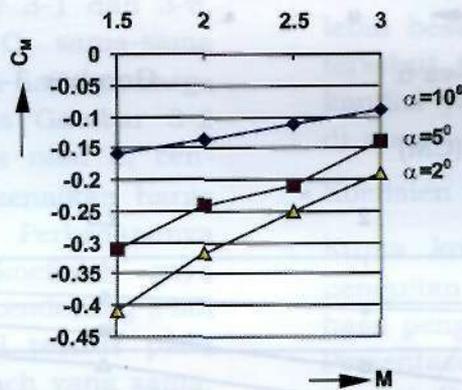


Gambar 3-4: C_D vs bilangan Mach

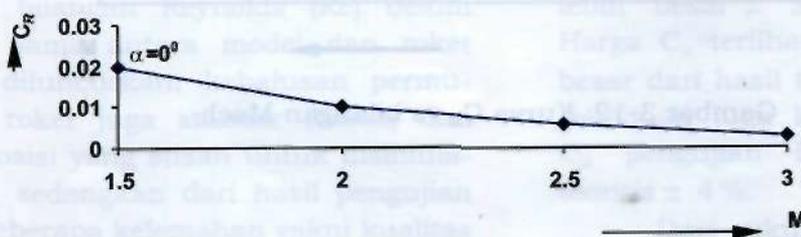
• Koefisien momen (C_M)



Gambar 3-5: C_M vs α



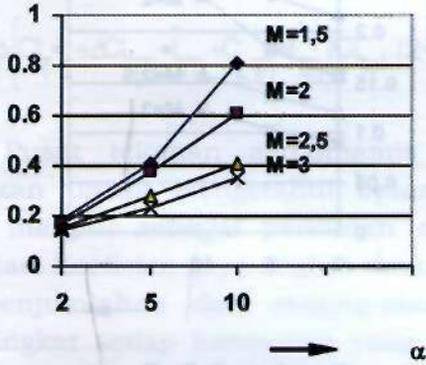
Gambar 3-6: C_M vs bilangan Mach



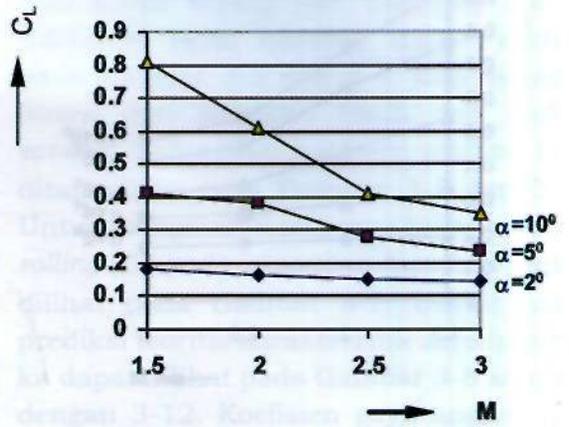
Gambar 3-7: C_R vs bilangan Mach

3.3 Hasil Prediksi Teoritis

- Koefisien gaya angkat (C_L)

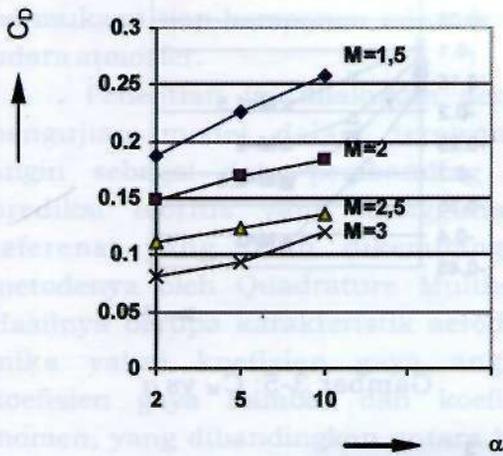


Gambar 3-8: C_L vs α

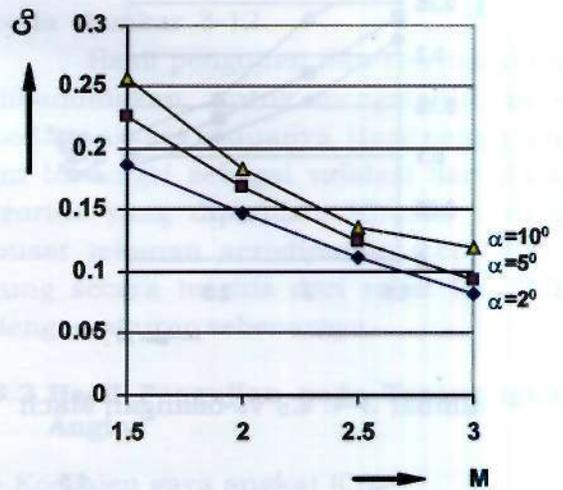


Gambar 3-9: C_L vs bilangan Mach

- Koefisien gaya hambat (C_D)

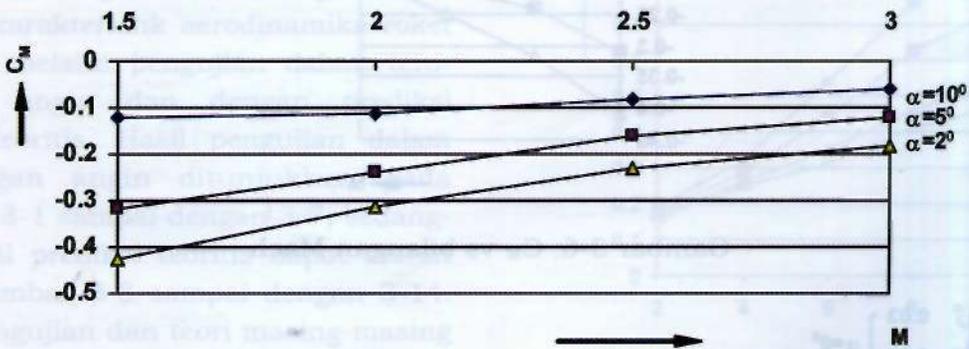


Gambar 3-10: C_D vs α



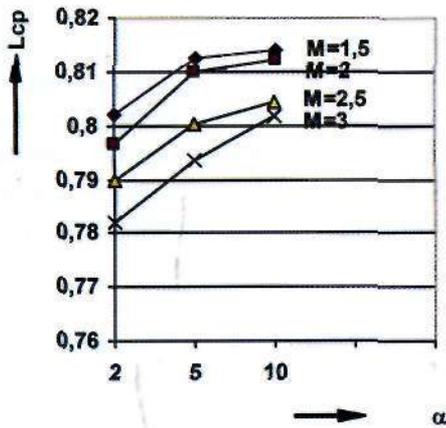
Gambar 3-11: C_D vs bilangan Mach

- Koefisien momen anguk (C_M)

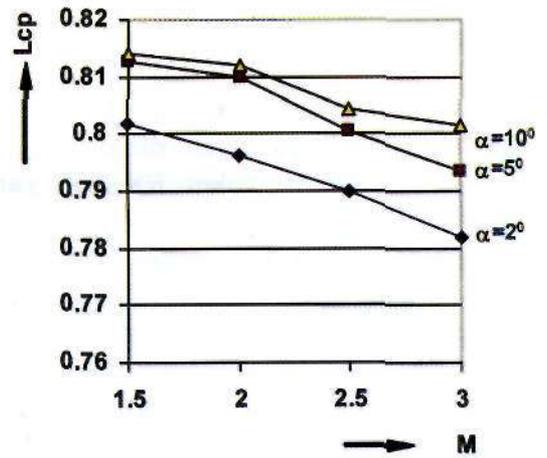


Gambar 3-12: Kurva C_M vs bilangan Mach

• Pusat tekanan aerodinamis (L_{cp})



Gambar 3-13: Kurva L_{cp} vs sudut α



Gambar 3-14: Kurva L_{cp} vs bilangan Mach

4 PEMBAHASAN

Dari hasil antara pengujian dan teoritis, dilakukan pembahasan hasil koefisien aerodinamika antara pengujian dan teoritis. Dilihat dari bentuk dan kecenderungan kedua jenis penelitian ini hampir sama, namun yang penting dilihat adalah seberapa besar perbedaan nilai keduanya yakni antara teori dan pengujian.

• Koefisien gaya angkat C_L

Bentuk kurva antara pengujian dan teori hampir sama, demikian juga arah kurvanya. Dari Gambar 3-1 dan 3-8, terlihat bahwa harga C_L sama-sama bertambah besar dengan naiknya harga sudut serang (α). Pada Gambar 3-2 dan 3-9 terlihat bahwa nilai C_L cenderung turun dengan kenaikan harga bilangan Mach (M). Perbedaannya adalah bahwa nilai koefisien gaya angkat hasil pengujian cenderung lebih besar sedikit dari hasil teoritis pada sudut atau bilangan Mach yang sama. Perbedaan ini karena hasil teori diasumsikan bahwa udaranya ideal, tetapi bilangan Reynolds (Re) belum tentu sama antara model dan roket yang diluncurkan, kehalusan permukaan roket juga standar (halus) dan ada posisi yang susah untuk disimulasikan, sedangkan dari hasil pengujian ada beberapa kelemahan yakni kualitas model tidak standar terutama kehalusan

permukaan dan kesimetrisan kontur/bentuk tiap komponen. Kualitas udara di daerah tropis sedikit lebih lembab, dari udara yang diasumsikan pada teoritis, dalam arti ada perbedaan kerapatan udara, sehingga hasil pengujian dalam terowongan angin nilainya cenderung lebih besar dari pada hasil teoritis.

• Koefisien gaya hambat (C_D)

Kurva antara koefisien gaya hambat (C_D) hasil teori dan pengujian. Disini juga terlihat bahwa nilai koefisien gaya hambat (C_D) hasil pengujian cenderung lebih besar dari pada hasil teori. Hal tersebut juga terjadi disebabkan oleh kondisi yang telah diutarakan seperti di atas.

• Koefisien momen (C_M)

Kurva koefisien momen (C_M) antara pengujian dan teori, terlihat bahwa hasil pengujian cenderung lebih besar. Persentase perberbedaan tersebut seperti diutarakan dibawah ini.

Untuk harga C_L hasil pengujian lebih besar $\pm 5\%$ dari hasil teoritis. Harga C_D terlihat hasil pengujian lebih besar dari hasil teoritis besarnya $\pm 6\%$. Demikian juga koefisien momen harga C_M pengujian lebih besar dari hasil teoritis $\pm 4\%$.

Dari ukuran sebenarnya telah dapat ditentukan letak pusat tekanan

aerodinamika dari roket RX 300. Dari prediksi tersebut, letak pusat tekanan aerodinamika roket RX 300 antara 0,78 dan 0,81 pada kecepatan Mach 1,5 sampai dengan 3. Jika dibandingkan dengan rancangan roket RX 150 yang konfigurasi hampir sama dengan roket RX 300, ternyata C_{p} roket RX 150 = 0,83. Hal ini diperkirakan karena sirip roket tersebut konfigurasi adalah segi empat. Harga $p.A.R$ ($\beta \times$ aspek ratio) roket RX 150 lebih besar dari roket 300. Jika dibandingkan dengan roket NACA report no. 25, ternyata harga C_{p} roket NACA juga lebih besar dari roket RX 300, yakni C_{p} -nya = 0,84. Ternyata harga $p.A.R$ roket NACA no. 25 juga lebih besar. Pusat tekanan aerodinamika roket NACA no. 24 hampir sama dengan roket RX 300 yakni $\pm 0,80$. Hal ini wajar karena harga aspek ratio \times β ($p.A.R$) kedua roket ini hampir sama. Dalam penelitian ini koefisien *rolling* terjadi walaupun nilainya cukup kecil. Pada Mach 1,5 besar koefisien *rolling* $\pm 0,02$, sedangkan pada Mach 3 harganya $\pm 0,003$. Adanya koefisien *rolling* disebabkan tidak simetrisnya pemasangan sirip dan sudut *leading edge* yang besarnya tidak persis sama. Nilai koefisien *rolling* ini sangat kecil sehingga dapat diabaikan.

5 KESIMPULAN

Harga koefisien aerodinamika C_L , C_D dan C_M roket RX 300 yang diperoleh dari pengujian mempunyai harga yang mendekati dengan hasil perhitungan teoritisnya. Bentuk dan kecenderungan kurvanya telah mengikuti hasil penelitian yang telah dilakukan oleh NACA report yang digunakan sebagai referensi perancangan konfigurasi roket yang dilakukan selama ini. Koefisien *rolling* pada Gambar 3-7 seharusnya tidak ada, ternyata ada walaupun terlihat bahwa nilainya kecil sekali. Pada kurva C_L terlihat bahwa harganya makin besar dengan kenaikan sudut serang (α) dan bertambah kecil dengan kenaikan bilangan Mach (M). Hal ini disebabkan harga kerapatan udara p ,

bertambah kecil secara signifikan dengan kenaikan harga bilangan Mach.

Demikian juga untuk harga C_D dan C_M , mengikuti perilaku yang ada pada kurva C_L . Dari penelitian ini disimpulkan bahwa hasilnya cukup baik untuk dipublikasikan dan mudah-mudahan dapat menjadi masukan untuk pengembangan peroketan nasional di LAPAN. Dari hasil perhitungan teoritis yang dilakukan telah diperoleh letak pusat tekanan aerodinamis $\pm 0,80$ untuk roket RX 300. Dalam bahasan telah dicantumkan data-data letak pusat tekanan aerodinamis dari roket RX 150, roket NACA report 1307 no. 24 dan 25 sebagai rujukan.

DAFTAR RUJUKAN

- Alan Pope, 1958. *Aerodynamics of Supersonic Flight*, Pitman Publishing Corporation.
- Alan Pope, 1978. *High Speed Wind Tunnel Testing*, Robert, E. Kreiger. Publ. Co, Huntington, New York.
- Ames Research Staff, 1953. Report 1153, National Advisory Committee for Aeronautics.
- Antonio Ferri, 1949. *Elements of Aerodynamics of Supersonic Flow*, The Mac millan Company.
- C.J. Schuelery, 1960. *An Investigation of Model Blockage For Wind Tunnels at Mach numbers 1,5 to 19,5* AEDCTN59-165.
- Cumming, R.M.; and Sun. J., 1960. *Evaluation of Missile Aerodynamic Characteristics* Company Canoga Park California.
- Gregarius, G. Dr., 25 Januari 1986. *An Interferensi to Missile Aerodynamics Problems*. IPTN Bandung.
- Jack N. Nielsen, *NASA Ames Research Center Maffet Field California*, Volume 104. Progress in Astro-nautics and Aeronautics.
- Jack, N. Nielsen, 1960. *Missile Aero-dynamics*, Mc Graw Hill Book Co, Inc. New York.

- Jenie, Said D., 1988. *Manual Perancangan Roket Kendali*, ITB/LAPAN.
- Jlacner, F. Seghard, 1965. *Protical Information on Aerodynamic Drag and by Aerodynamic Resistance*.
- Krasnov, NF, 1978. *Aerodynamics {translate from rusian}*, American Publ.Co.PUT-LTD, New Delhi.
- Martin Summerfield, *Progress in Astro-nautics and Aeronautics*, Vol. 119, in the AIAA, Test and Evaluation of the Tactical Missile.
- R.T. Patterson, 1951. *The Design and performance of an Air Drying System for a Supersonic Wind Tunnel Navy Report DTMB 80*.
- Reagen, J. Frank, 1986. *Lecture Missile Performance Calculation*, Aerolab. USA.
- Samuel B. Moore, 1961. *The Design and Evaluation of an Internal Six Component Strain Gauge Balance Southern Methodist University*.

\