

DATABASE AERODINAMIKA ROKET BALISTIK 122

¹Iqbal Maulana, ²Edi Sofyan, ³Erwan Eko Prasetyo

^{1,2}Teknik Dirgantara, STTKD, ³Aeronautika, STTKD

Abstrak

Roket adalah wahana terbang yang memiliki sistem propulsi dengan membawa bahan bakar dan oksigen di dalam badan roket tersebut sebagai gaya dorong. Tentunya sebuah roket harus mempunyai kestabilan yang baik agar dapat mencapai target yang ditentukan dengan tepat. Kestabilan aerodinamika merupakan hal yang harus diperhatikan karena sangat berpengaruh terhadap performa terbang roket. Performa terbang sangat dipengaruhi oleh beberapa karakteristik seperti CL, CD, dan CM. Pada penelitian ini dilakukan analisis aerodinamika pada Roket Balistik 122 dengan memvariasikan α dari -20 hingga 18 dan Mach Number dari 0.1 hingga 2.9 untuk mengetahui karakteristik roket pada saat terbang. Metode yang digunakan dalam penelitian ini yaitu dengan menggunakan Software Digital Datcom untuk mendapatkan database aerodinamika roket balistik 122 dan menggunakan nilai CA (Axial Force Moment) dan CN (Normal Force Coefficient) sebagai pengganti CL dan CD. Dari hasil perhitungan menggunakan software Digital Datcom dapat disimpulkan bahwa semakin bertambahnya α dan Mach number, maka nilai CA akan bernilai konstan pada 0.1 hingga 0.7 serta mengalami kenaikan pada Mach 0.7 sampai 15 . Nilai CN mengalami kenaikan seiring bertambahnya α dan Mach Number sehingga gaya lift mengalami kenaikan dan nilai CM (Coefficient Moment) mengalami penurunan seiring bertambahnya α dan Mach Number. Dalam hal ini roket telah memenuhi kriteria kestabilan, sehingga roket ini dapat dikatakan stabil.

Kata kunci: Roket, kestabilan, Aerodinamika, Digital Datcom, Performa

Abstract

Rocket is a flying vehicle that has a propulsion system by carrying fuel and oxygen in the rocket body as a thrust. Of course, a rocket must have good stability in order to reach the target specified correctly. Aerodynamic stability is something that must be considered because it greatly affects the flying performance of the rocket. Flight performance is strongly influenced by several characteristics such as CL, CD, and CM. In this study, an aerodynamic analysis was carried out on the 122 Ballistic Rocket by varying the α from -20 to 18 and the Mach Number from 0.1 to 2.9 to determine the characteristics of the rocket when flying. The method used in this study is to use Digital Datcom software to obtain the database 122 ballistic rocket aerodynamics and use CA (Axial Force Moment) and CN (Normal Force Coefficient) as a substitute for CL and CD. From the results of calculations using Digital Datcom software, it can be concluded that as the α and increase Mach number, the CA value will be constant at 0.1 to 0.7 and increase at Mach 0.7 to 15 . The CN value increases as the α and Mach number increase, causing the force lift increases and the value of CM (Coefficient Moment) decreases as increase α and Mach Number. In this case the rocket has met the stability criteria, so this rocket can be said to be stable.

Keywords: Rocket, stability, Aerodynamics, Digital Datcom, Performance

Pendahuluan

Indonesia merupakan salah satu negara yang besar yang memiliki potensi untuk mendapatkan penyerangan dari negara lain, salah satunya adalah dalam hal pertahanan dan keamanan. Hal ini disebabkan karena luas wilayah Indonesia yang harus dilindungi seluas 18.940 kilometer persegi serta memiliki perbatasan langsung dengan beberapa negara. Oleh karena itu, Indonesia harus memulai mempersiapkan dalam upaya melindungi pertahanan, keamanan, dan kedaulatan Indonesia serta Kemandirian dalam bidang teknologi yang merupakan salah satu cara yang harus dipersiapkan oleh Indonesia. Salah satu bidang teknologi dalam bidang pertahanan dan keamanan adalah pada sistem persenjataan roket yang berfungsi untuk melindungi wilayah kedaulatan Indonesia apabila terjadi ancaman. Pada beberapa tahun terakhir ini, Indonesia melalui Konsorsium Roket Nasional telah mengembangkan rudal yang digunakan untuk pertahanan dan keamanan yaitu RX-1220 (R-Han 122B) merupakan salah satu rudal yang dikembangkan untuk menggantikan roket TNI yang sudah

¹Email Address : 180302107@Students.sttkd.ac.id

Received 8 September 2021, Available Online 30 Desember 2021

tidak layak pakai. Dalam pengembangan roket, analisis aerodinamika memiliki peran yang sangat penting untuk mengoptimalkan kestabilan roket. Roket harus memenuhi beberapa persyaratan untuk memenuhi persyaratan terbang sebelum diproduksi secara massal. Data aerodinamika merupakan data yang digunakan sebagai input parameter untuk melakukan simulasi.

Sebuah roket harus memiliki kestabilan yang baik pada saat operasi peluncuran, apabila roket tidak memiliki kestabilan yang baik maka roket tersebut dapat melenceng dari target yang ditentukan. Oleh karena itu, sebelum roket dibuat maka dilakukan analisis aerodinamika pada desain roket yang bertujuan untuk mengetahui karakteristik kestabilan seperti beberapa gaya dan momen yang berkeja pada roket tersebut. Salah satunya dengan melakukan analisis menggunakan *software Datcom*.

Tujuan dari penelitian ini adalah mengetahui proses simulasi dan pembuatan roket balistik 122 sebelum diproduksi secara massal dan mendapatkan *database* aerodinamika roket balistik 122.

Singgih Satria Wibowo (2002) meneliti tentang Perhitungan Karakteristik Aerodinamika Analisis Dinamika Dan Kestabilan Gerak Dua Dimensi Modus Longitudinal Roket RX 250. Dalam penelitian tersebut parameter aerodinamika yang digunakan dalam analisis diperoleh dengan menggunakan metode *Digital Datcom*. Penerapan menggunakan perhitungan aerodinamika roket seperti CL, CD, dan CM. Hasil yang didapatkan dari penelitian tersebut yaitu adanya perubahan bilangan *Mach* terhadap CD, CL, dan CM, nilai CD menurun seiring bertambahnya *Mach* dan naik kembali seiring menurunnya bilangan *Mach*. Hal ini membuktikan bahwa semakin besar tinggi terbang, semakin besar pula nilai CD.

Priskan Windayani dan Hartono (2020) melakukan penelitian tentang Analisis Kestabilan Statik Longitudinal Platform UAV Kolibri 08-V2. Metode yang digunakan dalam penelitian tersebut yaitu menggunakan *software Digital Datcom* yang berfungsi untuk melakukan perhitungan dan analisis kestabilan statik matra *longitudinal* yang berkerja pada *platform* UAV Kolibri 08-V2. Hal – hal yang dianalisis adalah parameter aerodinamika seperti CL, CD, dan CM yang terjadi dengan variasi kecepatan. Hasil dari penelitian tersebut didapatkan kecepatan tidak berpengaruh terhadap CL, CD, dan CM, sudut serang (α) berpengaruh terhadap CL, CD, dan CM, dan Platform UAV kolibri 08-V2 memenuhi kriteria kestabilan *static pitch*. Sehingga pesawat ini dapat dikatakan stabil *static* matra *longitudinal*.

Landasan Teori

Roket

Roket adalah wahana terbang yang memiliki sistem propulsi dengan membawa bahan bakar dan oksigen di dalam badan roket tersebut. Dalam hal ini roket berkerja dengan menggunakan prinsip momentum yaitu dengan menggunakan aliran massa hasil dari pembakaran propelan dimana aliran massa ini digunakan untuk menghasil gaya dorong yang berlawanan dengan arah angin. (Singgih Satria Wibowo, 2002).

Propulsi Rudal

Rudal membutuhkan daya dorong untuk menuju ke sasarannya dimana tekanan dan temperatur dihasilkan dari pembakaran propelan didalam ruang bakar, sebagai hasil dari reaksi kimia antara bahan bakar dan oksidator pembentuk propelan. Oleh karena tekanan pembakaran yang sangat tinggi dan tekanan udara luar rendah, maka gas akan berkspansi melalui daerah konvergen-divergen pada *nosel*. Beberapa parameter utama yang menjadi dasar dalam sistem propulsi roket adalah tekanan pembakaran, laju aliran massa, kecepatan *exit nosel*, gaya dorong, *impuls*, besar rasio tekanan dan luas penampang *nosel* sangat berpengaruh terhadap besaran nilai parameter tersebut. (Munzir Qadri, et all, 2014).

Lift

Gaya *lift* adalah gaya tegak lurus terhadap lintasan yang cenderung menarik proyektil ke arah yang dituju. (Robert L. McCoy, 1999). Jika *nose* proyektil berada di atas lintasan seperti yang diilustrasikan pada gambar 1, gaya angkat akan menyebabkan proyektil naik.

$$L = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_L \quad (1)$$

Drag

Aerodinamis akan melawan arah kecepatan pada saat proyektil majuseperti yang di ilustrasikan pada gambar 2. *Drag* adalah gaya aerodinamis klasik balistik ekterior dimana sering disebut sebagai hambatan udara. (Robert L.McCoy,1999).

$$D = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_D \quad (2)$$

Moment

Moment adalah gerakan yang terjadi akibat adanya gaya yang menghasilkan kecepatan sudut terhadap CG (*Center of Gravity*) pada pesawat. *Moment* bekerja pada sumbu X, Y, dan Z pada kecepatan sudut P, Q, dan R, dan menghasilkan momen aerodinamik L, M, dan N. Gerak pada pesawat yang terjadi adalah *rolling* (sumbu X), *pitching* (sumbu Y), dan *yawing* (sumbu Z). (Barnes W.McCormick, 1995).

$$M = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_M \quad (3)$$

Pitching Damping Force

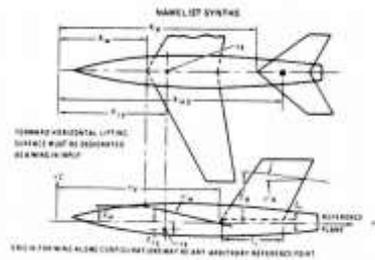
Arah positif *pitching damping force* searah dengan kecepatan sudut *pitching* positif q . *Pitching damping force* bekerja pada bidang dengan kecepatan sudut transversal dan tidak sama dengan bidang *yawing*. *Pitching damping moment* berisi dua bagian dan satu bagian yang sebanding dengan kecepatan sudut transversal (kecepatan *pitching*) dan bagian kedua sebanding dengan laju perubahan total sudut serang. (Robert L. McCoy, 1999).

Mach Number

Mach Number adalah rasio kecepatan sebuah aliran terhadap kecepatan suara, *Mach Number* merupakan salah satu parameter penting dalam studi mengenai gas atau aliran dinamik. (John D. Anderson, 2011). Pada suhu udara 0 Celcius dan tekanan udara 1 atm (atmosfer), kecepatan suara adalah 1.088 ft/s atau 331.6 m/s atau 78 mi/h. Berikut klasifikasi kecepatan pesawat berdasarkan *mach number* dan persamaan untuk menghitung *mach number*.

Metode Penelitian

Dalam penelitian ini dilakukan analisis aerodinamika dengan menggunakan titik acuan koordinat *body* pada *Datcom*. Dalam tata acuan koordianat *body* pada *Datcom*, nilai x bersifat positif mengarah ke belakang dan nilai z bersifat positif mengarah ke atas searah sebagaimana ditunjukkan pada gambar 1.



Gambar 1. Tata acuan Koordinat Body Datcom

Proses Pengujian

Sebelum dilakukan analisis aerodinamika pada *datcom* maka dikumpulkan data- data yang digunakan sebagai input parameter *datcom*. Input parameter *datcom* didapatkan dengan cara mengukur *prototype* geometri roket balistik 122 secara langsung menggunakan alat ukur. Ketika semua data telah didapatkan untuk proses analisis aerodinamika, maka dilanjutkan dengan proses pengujian dan pengambilan data dengan langkah sebagai berikut :

Data yang telah didapatkan dimasukan ke *notepad* sebagai input parameter *datcom*. Input parameter *datcom* sebagai tabel berikut :

Tabel 1. Geometri Section 1

Name	Section 1	Section 2	Section 3
Keliling Roket	0.31 Feet	0.77 Feet	0.123 Feet
Radius Rudal	0.05 Feet	0.13 Feet	0.195 Feet
Jarak nose ke section	0 Feet	0.33 Feet	0.87 Feet
Sumbu Z Roket	0 Feet	0 Feet	0 Feet

Tabel 2. Geometri Section 2

Name	Section 4	Section 5	Section 6
Keliling Roket	1.25 Feet	1.25 Feet	1.18 Feet
Radius Rudal	0.2 Feet	0.2 Feet	0.19 Feet
Jarak nose ke section	1.71 Feet	8.76 Feet	9.53 Feet
Sumbu Z Roket	0 Feet	0 Feet	0 Feet

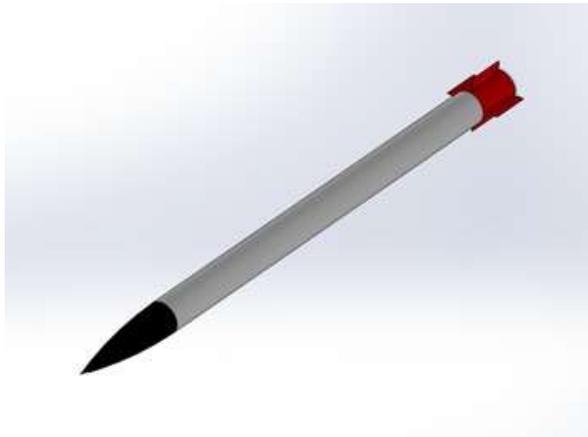
Tabel 3. Geometry Body

Name	Definition	Number
XCG	Jarak dari nose hingga center of gravity	4.36 Feet
ZCG	Posisi vertical dari center of gravity	0 Feet
WT	Weight of aircraft	64 Kg
NX	Banyak nya X yang akan digunakan	6

Tabel 4. Flight Conditions

Name	Definition	Number
$N\alpha$	Banyak nilai <i>alpha</i> yang digunakan	20
α	Angka dari AOA	- 20.0 – 18.0
ALT (Altitude)	Altitude yang akan digunakan	0
NMACH	Banyaknya nilai <i>Mach</i>	14
MACH	Angka/ nilai <i>Mach</i> yang dijalankan	0.1 – 2.9

Setelah *input* sudah dimasukkan kedalam *notepad*, maka langkah selanjutnya dengan menjalankan simulasi pada *datcom*. Hasil simulasi akan berbentuk gambar 3D roket dan berupa *output* data, apabila gambar 3D roket sudah sesuai maka dapat dilanjutkan dengan mengambil data roket tersebut.

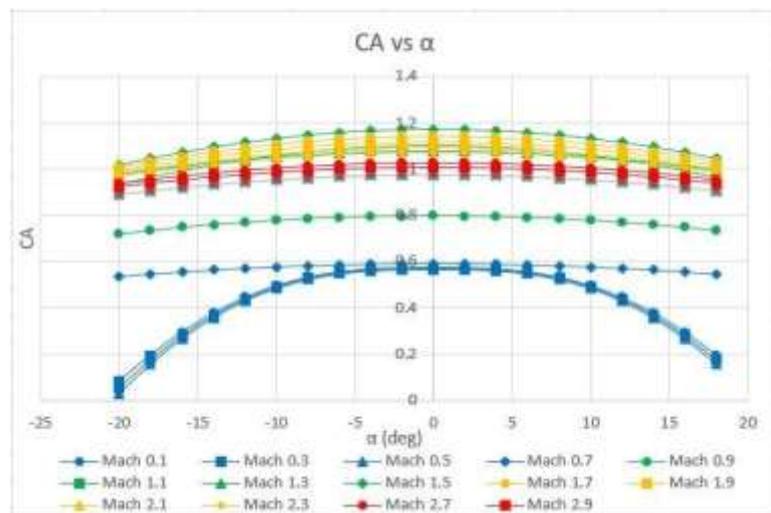


Gambar 2. 3D Roket Balistik 122

Selanjutnya dilakukan pengambilan *database* aerodinamika untuk diolah pada *Microsoft excel* dan dianalisis dengan melihat grafik dari data tersebut. Apabila hasil simulasi sudah sesuai maka data tersebut akan digunakan untuk pemodelan simulasi rangkain sistem pada *MATLAB Simulink*.

Hasil dan Pembahasan

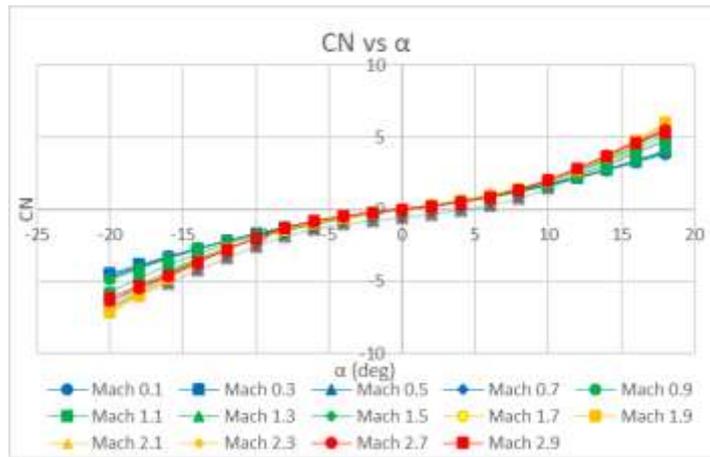
Pengaruh C_A (*Axial Force Coefficient*) Terhadap Alpha



Gambar 3. CA vs α

C_A (*Axial Force Coefficient*) adalah koefisien gaya *axial* berdasarkan areareferensi sebagai fungsi terhadap α dan *Mach number*. C_A bernilai positif jika gaya *axial* mengarah ke belakang terhadap sumbu x berdasarkan *Datcom*. Grafik diatas merupakan grafik C_A vs α yang didapatkan dari hasil *output Datcom* dengan variasi α yaitu dari (-20) sampai 18 dan *Mach number* dari 0.1 sampai 2.9. Pada grafik tersebut dapat dilihat bahwa C_A bernilai positif dan nilai C_A terhadap *Mach number* dari 0.1 hingga 0.7 bernilai konstan serta mengalami kenaikan pada *Mach* 0.7 sampai 1.5. Namun mengalami penurunan yang tidak terlalu signifikan pada *Mach* 1.7 hingga 2.9.

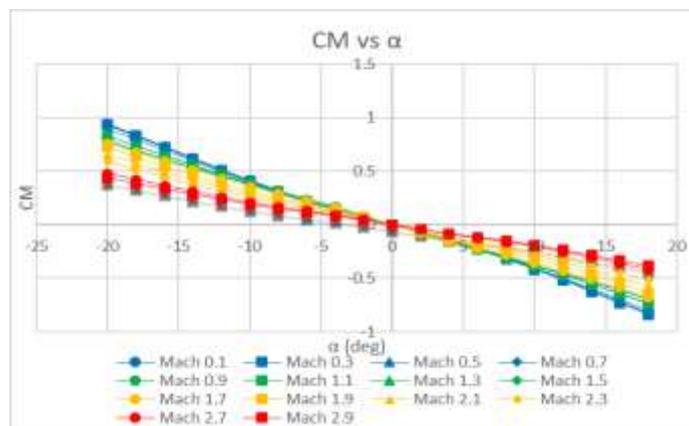
Pengaruh CN (*Normal Force Coefficient*) Terhadap Alpha



Gambar 4. CN vs α

C_N (*Normal Force Coefficient*) adalah koefisien gaya normal berdasarkan area referensi sebagai fungsi terhadap α dan *Mach number*. C_N bernilai positif jika gaya normalnya mengarah ke atas searah dengan sumbu z berdasarkan *Datcom*. Pada grafik tersebut didapatkan hasil *output Datcom* dengan menggunakan variasi α yaitu (-20) sampai 18 dan *Mach number* dari 0.1 sampai 2.9 serta menunjukkan adanya pengaruh α dan *Mach number* terhadap *coefficient normal*. Pada α (-20) nilai C_N bernilai rendah terhadap *Mach number*, hal ini menyebabkan gaya *lift* yang bekerja mengalami penurunan sedangkan pada α tinggi (18) nilai C_N menyebabkan gaya *lift* mengalami kenaikan.

Pengaruh CM (*Coefficient Moment*) Terhadap Alpha



Gambar 5. CM vs α

C_M (*Coefficient Moment*) adalah koefisien momen *pitching* berdasarkan area dan Panjang referensi *longitudinal* terhadap α dan *Mach number*. *Moment pitching* bernilai positif mengarah ke atas terhadap sumbu z berdasarkan *Datcom*. Hasil dari grafik di atas merupakan hasil dari *output Datcom* dengan menggunakan variasi α dari (-20) sampai 18 dan *Mach Number* dari 0.1 sampai 2.9. Nilai *pitching moment* bernilai negatif, hal ini berarti bahwa setiap penambahan α maka *pitching moment* nya akan semakin turun. Pada α rendah (-20) nilai C_M bernilai positif menyebabkan rudal naik (*pitch up*) dan pada α tinggi (18) nilai C_M bernilai negatif yang menyebabkan rudal turun (*pitch down*). Nilai C_M terhadap *Mach number* dari 0.1 sampai 0.9 bernilai konstan. Namun pada *Mach* 1.1 sampai 1.5 mengalami penurunan yang signifikan serta mengalami kenaikan kembali pada *Mach* 1.7 hingga 1.9.

Kesimpulan

Berdasarkan uraian dalam penelitian tersebut didapatkan kesimpulan bahwa dalam melakukan penelitian, untuk mendapatkan *database* aerodinamika roket balistik 122 dibutuhkan beberapa parameter seperti *flight condition*, *geometrybody*, dan *namelist* yang digunakan sebagai *input* yang digunakan dalam *softwareDatcom*. Dalam Analisa aerodinamika roket balistik 122 yang dilakukan menggunakan *Software Datcom* telah didapatkan *database* aerodinamika seperti CA, CN, dan CM.

Dari hasil perhitungan menggunakan *software Digital Datcom* dapat disimpulkan bahwa semakin bertambahnya α dan *Mach number*, maka nilai CA akan bernilai konstan pada 0.1 hingga 0.7 serta mengalami kenaikan pada *Mach* 0.7 sampai 15. Nilai CN mengalami kenaikan seiring bertambahnya α dan *Mach Number* sehingga menyebabkan gaya *lift* mengalami kenaikan dan nilai CM (*Coefficient Moment*) mengalami penurunan seiring bertambahnya α dan *Mach Number*. Dalam hal ini roket telah memenuhi kriteria kestabilan, sehingga roket ini dapat dikatakan stabil.

Daftar Pustaka

- Anderson, J. D. J. (2001). *Anderson of Fundamentals Aerodynamics (Fifth Edition)*. New Work: McGraw-Hill Companies
- Barnes W. McCormick. (1926). *Aerodynamics, Aeronautics, and Flight Mechanics*. Canada: Simultaneously.
- Robert L. McCoy. (2009). *Modern Exterior Ballistics*. Atglen: Schiffer Publishing, Ltd.
- Saroinsong, H. S., Poekoel, V. C., Manembu, P. D. K., Elektro, T., Sam, U., Manado, R., & Manado, J. K. B. (2018). Rancang Bangun Wahana Pesawat Tanpa Awak (Fixed Wing) Berbasis Ardupilot. *Jurnal Teknik Elektro Dan Komputer*, 7(1), 73–84.
- Triharjanto, R., & Sofyan, E. (2010). Rancangan Awal Dan Strategi Pengembangan Rudal Jelajah Lapan. *Jurnal Teknologi Dirgantara*.
- Qadri, M., Mesin, J. T., Jakarta, U. M., Setiawan, I., Mesin, J. T., Jakarta, U. M., Teguh, A., Mesin, J. T., & Jakarta, U. M. (2014). *Perancangan Sistem Propulsi Motor Roket Untuk Gaya Dorong 1 Ton*. 6–11.
- Windayani, P., & Selatan, J. (n.d.). *Analisis Kestabilan Statik Matra Longitudinal Platform UAV Kolibri Analysis of the Longitudinal Matra Static stability of the Kolibri 08- V2 UAV Platform*. 30(2), 67–74.