

ANALISIS AERODINAMIKA *FOLDING FIN AERIAL ROCKET* 70 MM PADA ALIRAN *INCOMPRESSIBLE* MENGGUNAKAN *SimScale* BERBASIS CFD

¹Dyah Rachmawati Berliet¹, Edi Sofyan², Erwan Eko Prasetyo

^{1,2,3} Teknik Dirgantara, Sekolah Tinggi Teknologi Kedirgantaraan, Yogyakarta

Abstrak

Proses pengembangan roket melalui beberapa tahapan dengan tujuan untuk memastikan performa roket saat disimulasikan. Salah satu tahapan penting dalam proses pengembangan roket adalah mengetahui aerodinamika pada roket. Aerodinamika pada roket perlu diketahui karena mempengaruhi performa saat roket disimulasikan. Untuk mendapatkan hasil analisis aerodinamika pada roket, diperlukan analisis pada harga CM (Coefficient Momen), harga CD (Coefficient Drag), dan harga CL (Coefficient Lift). Pada penelitian ini, objek yang digunakan adalah FFAR (Folding Fin Aerial Rocket) dengan diameter 70 mm. Proses analisis aerodinamika dilakukan melalui simulasi dengan dua software, yaitu SimScale dan Missile Datcom. Hasil analisis aerodinamika pada roket dengan memvariasikan waktu (s) dan kecepatan pada simulasi menggunakan SimScale menunjukkan hasil yang cukup convergent dengan pergerakan pada Mach 0.1, 0.2, dan 0.3 saling mendekati. Sedangkan hasil simulasi pada Missile Datcom dengan memvariasikan sudut serang (α) dan kecepatan juga menunjukkan hasil yang convergent dengan pergerakan pada Mach 0.1, 0.2, dan 0.3 saling mendekati.

Kata kunci: Roket, Simulasi, SimScale, Missile Datcom, Aerodinamika.

Abstract

The rocket development process goes through several stages with the aim of ensuring rocket performance when simulated. One of the important stages in the rocket development process is knowing the aerodynamics on the rocket. Aerodynamics on rockets need to be known because they affect performance when the rocket is simulated. To obtain the results of aerodynamic analysis on rockets, analysis is needed on CM (Coefficient of Moment), CD (Coefficient of Drag), and CL (Coefficient Lift) prices. In this study, the object used was FFAR (Folding Fin Aerial Rocket) with a diameter of 70 mm. The aerodynamic analysis process is carried out through simulation with two software, namely SimScale and Datcom Missile. The results of aerodynamic analysis on rockets by varying the time(s) and speed in simulations using SimScale showed quite convergent results with movements at Mach 0.1, 0.2, and 0.3 approaching each other. While the simulation results on the Datcom missile by varying the angle of attack (α) and speed also showed convergent results with movements at Mach 0.1, 0.2, and 0.3 approaching each other.

Keywords: Rocket, Simulation, SimScale, Datcom Missile, Aerodynamics.

Pendahuluan

Indonesia merupakan salah satu negara kepulauan terbesar di dunia yang memiliki luas batas udara yang sebanding dengan luas negara Indonesia sendiri. Indonesia juga merupakan sebuah negara yang memiliki potensi penyerangan dari negara lain melalui jalur udara cukup besar yang berpengaruh dalam hal pertahanan dan keamanan.

Oleh karena itu, Indonesia memerlukan sistem pertahanan udara beserta persiapan dalam upaya mempertahankan kedaulatan serta ketahanan Indonesia. Salah satu cara yang dipersiapkan oleh Indonesia adalah kemajuan teknologi pada sektor pertahanan udara dengan mengembangkan roket yang bertujuan mempertahankan keamanan serta kedaulatan Indonesia.

¹Email Address: 190202038@students.sttkd.ac.id
Received 15 April 2023, Available Online 30 Juli 2023

Roket merupakan wahana luar angkasa maupun wahana antariksa yang dapat digunakan sebagai pengantar muatan ke antariksa dan mengantarkan kembali wahana antariksa tersebut termasuk muatannya ke bumi. Roket dibedakan berdasarkan fungsinya dilihat dari jenisnya, roket yang digunakan untuk militer disebut *missile* dan untuk kepentingan sipil yang hanya dapat digunakan satu kali yaitu (*Expendable Launch Vehicle/ELVs*) merupakan roket yang dikembangkan sejak awal kegiatan antariksa dan roket yang dapat digunakan kembali (*Reuse Launch Vehicle/RLVs*).

Terdapat beberapa tahapan dalam proses pengembangan roket, salah satunya yaitu mengetahui aerodinamika pada roket. Aerodinamika pada roket perlu diketahui sebab mempengaruhi performa saat roket disimulasikan. Untuk mendapatkan hasil analisis aerodinamika pada roket perlu dilakukan analisis pada harga C_M (Coefficient Momen), harga C_D (Coefficient Drag), dan C_L (Coefficient Lift) pada aliran *incompressible* dengan tujuan agar roket dapat terbang lurus sesuai dengan arah terbangnya, maka dari itu aerodinamika pada roket perlukan dilakukan analisis untuk harga C_M (Coefficient Momen), harga C_D (Coefficient Drag), dan C_L (Coefficient Lift) pada aliran *incompressible* yang mana aliran *incompressible* memiliki kecepatan 0 hingga 0.7 Mach. Pada analisis ini objek yang digunakan adalah roket *folding fin aerial rocket* (FFAR) dengan diameter 70 mm. Adanya hal tersebut pada FFAR dengan kaliber 70 mm yang belum dianalisis untuk tahapan selanjutnya, perlu dilakukannya simulasi aerodinamika pada aliran *incompressible* FFAR 70 mm sehingga peneliti tertarik melakukan penelitian dengan judul ANALISIS AERODINAMIKA FFAR 70 MM PADA ALIRAN *INCOMPRESSIBLE* MENGGUNAKAN *SimScale*.

Tinjauan Pustaka dan Pengembangan Hipotesis

Landasan Teori

Komponen metode penelitian terdiri dari desain penelitian, populasi dan sampel, instrumen penelitian, dan teknik analisis.

Roket

Sistem propulsi yang mampu mengangkut bahan bakar dan oksigennya sendiri merupakan definisi roket. Dengan bekerja menggunakan prinsip momentum hasil pembakaran propelan yang memancarkan aliran massa akan menimbulkan gaya dorong dengan arah yang berlawanan. (Singih Satrio Wibowo, 2019)

Menurut Nur Almatin pada tahun 2018 roket merupakan wahana luar angkasa maupun wahana antariksa yang dapat digunakan sebagai pengantar muatan ke antariksa dan mengantarkan kembali wahana antariksa tersebut termasuk muatannya ke bumi. Roket dibedakan berdasarkan fungsinya dilihat dari jenisnya, roket yang digunakan untuk militer disebut *missile* dan untuk kepentingan sipil yang hanya dapat digunakan satu kali yaitu (*Expendable Launch Vehicle/ELVs*) merupakan roket yang dikembangkan sejak awal kegiatan antariksa dan roket yang dapat digunakan kembali (*Reuse Launch Vehicle/RLVs*).

FFAR 70 mm

FFAR (*Folding Fin Aerial Rocket*), merupakan sebuah roket taktis dengan diameter dan panjang berturut-turut 70 mm dan 680 mm. Roket ini dapat digunakan, baik dari darat ke darat, udara ke udara, dan bahkan dari udara ke darat. FFAR 2.75", mempunyai 4 (empat) buah nosel kecil-kecil sejenis (Multi Nosel) yang pemasangannya diatur sedemikian rupa, sehingga satu dengan lainnya membentuk sudut tertentu. Dengan posisi nosel-nosel seperti ini menghasilkan efek punter (sebagaimana gerak laju peluru) pada saat terbang, sehingga roket ini mempunyai jangkauan horizontal sekitar 8 km pada sudut elevasi 40°. (Ganda Samosir, Agus Nuryanto, 2009). Gravitasi merupakan gaya tarik-menarik yang bekerja pada semua benda yang mempunyai massa. Gravitasi menarik segala benda yang terdapat di atmosfer bumi

untuk jatuh kembali ke tanah dengan nilai percepatan rata-rata sebesar $9,8 \text{ m/s}^2$. Untuk benda yang memiliki ukuran tidak terlalu besar, dapat dikatakan gaya yang bekerja pada setiap benda boleh dikatakan sejajar satu sama lain. Oleh sebab itu, berat suatu benda tersebut adalah resultan semua gaya yang sejajar. Hal itu dapat dibuktikan bahwa resultan gaya yang sejajar memiliki titik tangkap (titik aksi) tertentu. Titik tangkap ini dapat disebut sebagai titik pusat gravitasi atau center of gravity (cg) dari benda tersebut. Dengan memperhitungkan center of gravity pada setiap benda, kita dapat menembakkan roket, mendesain pesawat terbang, bahkan melakukan pengorbitan satelit selama beberapa bulan lamanya. (Heru Samodra dan Mahfud Ibadl, 2017).

Tabel 1. Spesifikasi FFAR 70 mm

Spesifikasi FFAR 70 mm	
Total Berat	70 mm (2.75 in)
Diameter Terbang	68 cm
Panjang Propelan	1.4 (memakai M151 warhead)
Panjang Keseluruhan	3.95 kg (M151)
Massa Warhead	Doubel Base
Jenis Propelan	8 km (surface to surface) pada sudut elevasi 40°
Jarak Jangkauan	4 buah
Jumlah Nosel	70 mm (2.75 in)



Gambar 1. Bentuk Fisik FFAR 70 mm

Center of Gravity

Gravitasi merupakan sifat percepatan pada bumi yang menghasilkan benda jatuh secara bebas. Percepatan gravitasi pada setiap tempat permukaan bumi tidak sama. Di equator percepatan gravitasi sekitar $9,78 \text{ m/s}^2$, sedangkan di daerah kutub sekitar $9,83 \text{ m/s}^2$. (Putu Artawan, 2013). Setiap benda yang bergerak maupun diam mempunyai letak titik pusat gravitasi atau *center of gravity* (cg). Pada benda yang memiliki masa yang tetap, letak *center of gravity* cenderung tetap, sedangkan pada benda yang mengalami perubahan massa letak *center of gravity* akan berubah. Perpindahan letak *center of gravity* pada roket cenderung mengarah ke bagian belakang yang disebabkan oleh kontribusi berat terbesar adalah nosel dan

sirip (*fin*). (Setiadi, 2009) ANALISIS PENGUKURAN LETAK CENTER OF GRAVITY ROKET MENGGUNAKAN LEBIH DARI DUA TIMBANGAN

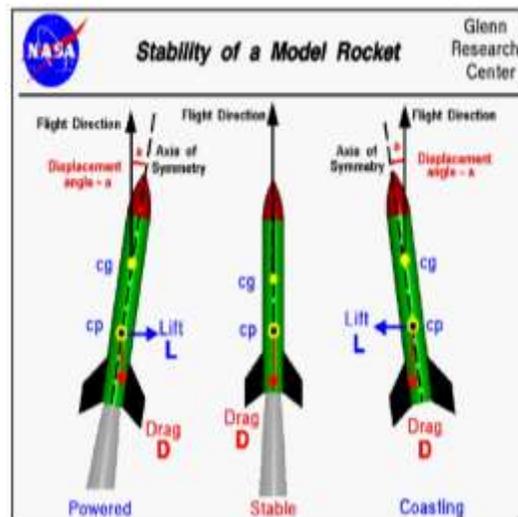
Coefficient Lift (C_L), Coefficient Drag (C_D), dan Coefficient Moment (C_M)

Coefficient Lift (C_L) dan *Coefficient Drag* (C_D) dapat diperkirakan seberapa banyak perubahan yang dicapai untuk perubahan tertentu pada kepadatan udara. *Coefficient Lift* (C_L) dan *Coefficient Drag* (C_D) tercipta ketika *body* berinteraksi dengan fluida seperti udara yang bergerak menurut hukum Newton yang kedua. Pada gaya aerodinamika seperti *Coefficient Lift* (C_L) dan *Coefficient Drag* (C_D) yang berubah berbanding lurus dengan perubahan momentum atau *Coefficient Moment* (C_M) pada benda yang bergerak seiring dengan waktu. *Coefficient Moment* (C_M) atau lebih dikenal dengan momentum merupakan hasil dari massa dan kecepatan fluida. Perubahan massa fluida menjadi padat membuat momentum berbanding lurus dengan kepadatan fluida yang mana perubahan pada kepadatan fluida dapat mempengaruhi gaya aerodinamika yang dihasilkan pada permukaan. (Ejeh, C. J., Akhabue, G.P., Annan, E. B., dan lainnya, 2019)

Stabilitas Terbang Roket

Pada roket terdapat sebuah margin kestabilan yang dinyatakan dalam diameter roket. Margin kestabilan merupakan jaran antara pusat masa roket dengan pusat gaya pada roket dengan keadaan sudut serang atau α bernilai 0 derajat. Perubahan tidak dapat terjadi pada pusat masa roket, namun dapat terjadi perubahan jika pusat gaya roket sesuai dengan besarnya kecepatan dan besarnya sudut serang roket. (Heri Budi Wibowo, Ahmad Riyadi dan Yudha Agung Nugroho, 2016)

Menurut buku yang berjudul *Fundamentals of Rocket Stability* pada saat roket diterbangkan terdapat hembusan angin kecil atau ketidak stabilan dorongan pada roket yang dapat mengakibatkan roket mengalami guncangan atau terjadi adanya perubahan sikap pada roket selama roket diterbangkan.



Gambar 2. *Stability of a Model Rocket*

Pada titik kuning gambar diatas menunjukkan bahwa roket dapat berputar pada sekitar *center of gravity* (cg). Rotasi pada roket disebabkan karena sumbu roket yang akan memiliki kecenderungan pada sebuah sudut (α) ke garis edar terbangnya. Pada saat roket cenderung pada garis edar terbangnya, terdapat gaya angkat yang disebabkan oleh badan roket dan sirip, sedangkan pada hambatan aerodinamis akan tetap

konstan pada kemiringan kecil. Pada titik hitam dan kuning gambar diatas menunjukkan bahwa gaya angkat dan dorong terjadi melewati *center of pressure* (cp) pada roket.

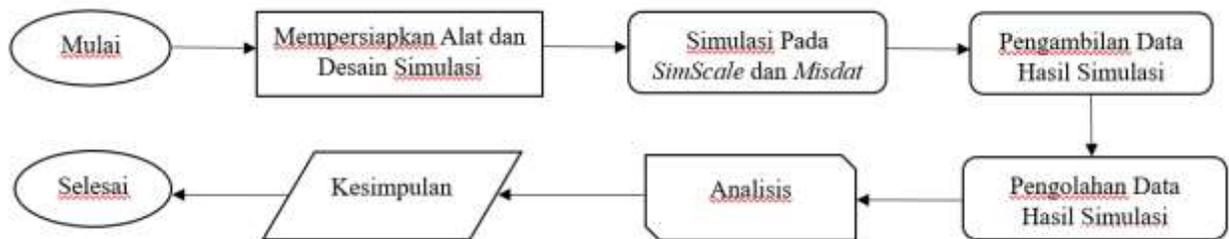
Pemodelan dan Simulasi

Pemodelan dan simulasi dilakukan dengan merepresentasi fisik atau logis dari suatu system tertentu yang bertujuan untuk menghasilkan data yang akan membantu pada saat membuat keputusan atau membuat prediksi tentang suatu system tersebut. Beberapa bidang yang menggunakan pemodelan dan simulasi ialah ilmu sosial dan fisik, teknik, manufaktur, dan pengembangan produk, dan banyak bidang lainnya. Dalam kata pemodelan dan simulasi, kata “model” memiliki arti yaitu suatu rencana, menggambarkan, atau mendeskripsikan suatu sistem, objek, atau konsep sederhana. Bentuknya dari pemodelan dan simulasi berupa model fisik, model gambar, atau rumus matematiks. (Evy Setiawan, 2020)

Metode Penelitian

Metode simulasi merupakan metode yang digunakan dalam penelitian ini. Dengan adanya batasan masalah yang telah disusun, analisis simulasi hanya menggunakan *SimScale* dan *Missile Datcom*. Simulasi yang dilakukan dalam penelitian ini hanya dilakukan dengan simulasi pada *SimScale* memiliki beberapa variasi yang digunakan, yaitu variasi waktu (s) mulai dari 100 hingga 1000. Selain itu kecepatan juga divariasikan mulai dari 0.1, 0.2, dan 0.3 Mach. Pada *Missile Datcom* menggunakan variasi nilai Mach mulai dari 0.1, 0.2, dan 0.3 dan menggunakan variasi sudut serang atau α mulai dari -20 hingga 18 untuk mengetahui aerodinamika pada FFAR 70 mm. Sebelum melakukan pemodelan dan simulasi, langkah pertama yang dilakukan adalah membuat perancangan desain yang akan digunakan dalam penelitian ini. Penelitian ini menggunakan pemodelan dan simulasi menggunakan *SimScale* dan *Missile Datcom*.

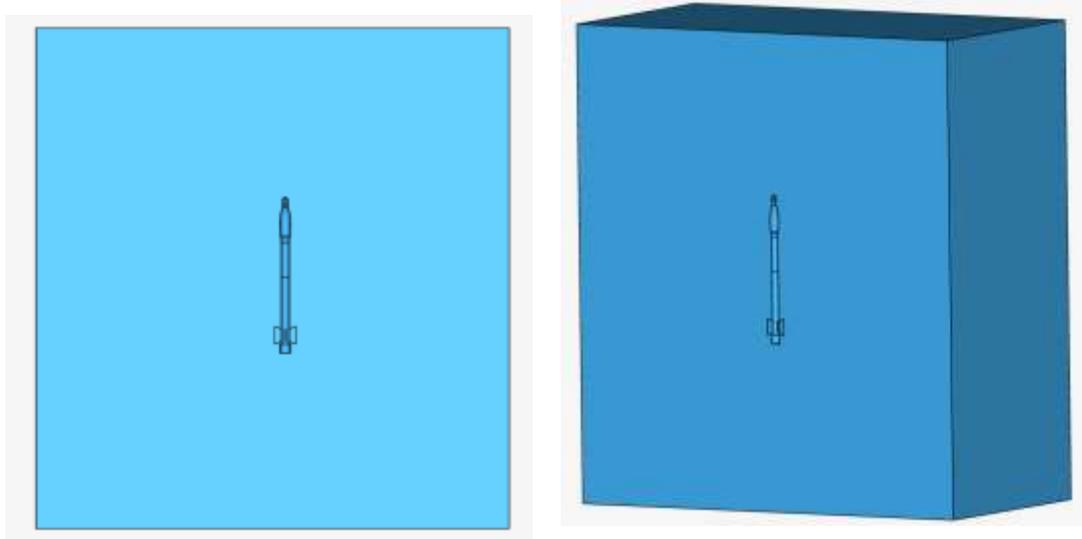
Data yang didapatkan dari hasil simulasi adalah jarak jangkau secara vertical dan horizontal terhadap waktu. Setelah mendapatkan data yang dari hasil simulasi dilakukan plot untuk mendapatkan grafik antara jarak jangkau vertical dan jarak jangkau horizontal agar dapat mengetahui titik jatuh roket. Grafik hasil simulasi yang didapatkan dari Working Model akan dibandingkan dengan hasil simulasi yang didapatkan pada Matlab Simulink.



Gambar 3. Diagram Alir Penelitian

Hasil dan Pembahasan

Pada penelitian ini telah dilakukan pengumpulan data yang akan digunakan sebagai inputan dalam simulasi. Data yang digunakan dalam simulasi ini yaitu data berupa geometri roket dan spesifikasi. Simulasi yang dilakukan menggunakan *software SimScale* dan *Missile Datcom*. Dengan menggunakan *software SimScale* dan *Missile Datcom* terdapat perbedaan pada hasil aerodinamika seperti *coefficient moment*, *coefficient lift*, dan *coefficient drag* pada aliran *incompressible* FFAR 70 mm diakibatkan karena menggunakan dua *software* berbeda.



Gambar 4. Desain Simulasi pada *software SimScale*

Simulasi yang dilakukan dengan memvariasikan beberapa nilai *Mach*, waktu, dan sudut serang atau α yang digunakan. Simulasi pada *SimScale* memiliki beberapa variasi yang digunakan, yaitu variasi waktu (s) mulai dari 100 hingga 1000. Selain itu kecepatan juga divariasikan mulai dari 0.1, 0.2, dan 0.3 Mach. Sedangkan pada *Missile Datcom* menggunakan variasi nilai Mach mulai dari 0.1, 0.2, dan 0.3 dan menggunakan variasi sudut serang atau α mulai dari -20 hingga 18.

Tabel Harga

Pada penelitian ini, harga C_M , C_D , dan C_L diperoleh dari simulasi menggunakan *software* yaitu *Simscale* dan *Missile Datcom*. Simulasi dilakukan dengan memvariasikan waktu (s) mulai dari 100 hingga 1000. Selain itu kecepatan aliran *incompressible* juga divariasikan mulai dari 0.1, 0.2, dan 0.3 Mach pada *Simscale*. Pada *Missile Datcom* simulasi dilakukan dengan memvariasikan sudut serang (α) mulai dari -20.0 hingga 18.0. Selain itu kecepatan aliran *incompressible* juga divariasikan mulai dari 0.1, 0.2, dan 0.3 Mach.

Harga C_M pada *SimScale*

Tabel 2. Tabel Harga C_M menggunakan *software SimScale*

Time (s)	MACH		
	0.1	0.2	0.3
100	3.9105E-05	2.18384E-05	2.27526E-06
200	0.003532712	9.56412E-05	5.19027E-05
300	0.002188437	0.001033485	0.00079366
400	0.007919308	0.00529965	0.005004016
500	0.016848779	0.012364201	0.012045393
600	0.024009566	0.019537094	0.01890199
700	0.030907073	0.025695873	0.024823688
800	0.036175471	0.030320196	0.028768327
900	0.037867896	0.033282684	0.031689756
1000	0.486089388	0.034250119	0.033718501

Tabel harga di atas merupakan tabel harga nilai C_M dari variasi waktu (s) mulai dari 100 hingga 1000 dan kecepatan juga divariasikan mulai dari 0.1, 0.2, dan 0.3 Mach. Harga C_M yang merupakan koefisien momen *pitching* berdasarkan area dan panjang referensi longitudinal. Pada kecepatan 0.1 Mach lebih besar dibandingkan pada kecepatan 0.3 Mach yang mana dikarenakan nilai pada *pitching* momen ketika mengalami kenaikan menyebabkan roket mengalami *pitch up* yang bernilai positif.

Harga C_D pada *SimScale*

Tabel 3. Tabel Harga C_D menggunakan *software SimScale*

Time (s)	MACH		
	0.1	0.2	0.3
100	5.06434E-05	2.82356E-05	2.94294E-05
200	0.004580859	0.001249298	0.000677274
300	0.027094164	0.013278674	0.010229966
400	0.103441343	0.069527705	0.065422738
500	0.220805322	0.162649293	0.157728035
600	0.313224743	0.256635696	0.248031289
700	0.403925665	0.337414527	0.326038411
800	0.472665008	0.398956138	0.377383499
900	0.495203834	0.437052937	0.414650693
1000	0.486089388	0.449430742	0.441565246

Pada harga C_D yang merupakan koefisien hambatan atau *resistant* pada suatu aliran. Pada kecepatan 0.2 Mach lebih besar dibandingkan pada kecepatan 0.3 Mach yang mana hambatan aerodinamika akan semakin kecil jika nilai *Coefficient Drag* rendah sehingga menghasilkan kecepatan yang lebih besar. Ketika nilai *Coefficient Drag* yang dihasilkan mengalami kenaikan maka dapat dinyatakan bahwa hambatan aerodinamika yang dihasilkan semakin besar seiring dengan kenaikan nilai *Coefficient Drag* sehingga kecepatan yang dihasilkan lebih kecil.

Harga C_L pada *SimScale*

Tabel 4. Tabel Harga C_L menggunakan *software SimScale*

Time (s)	MACH		
	0.1	0.2	0.3
100	3.66312E-06	8.56E-07	-1.32982E-06
200	9.66015E-05	1.54524E-05	1.41026E-05
300	0.00023539	-0.000369678	-0.00014338
400	0.005743575	0.0041891	0.006133645
500	0.01220101	0.011197149	0.015619118
600	0.009336121	0.013299418	0.020179541
700	0.012751721	0.017530498	0.020749773
800	0.014420928	0.023477236	0.017671201
900	0.016123361	0.02194517	0.015356444
1000	0.015363884	0.021665538	0.018313951

Pada harga C_L yang merupakan gaya angkat yang dihasilkan. Pada kecepatan 0.2 Mach lebih besar dibandingkan pada kecepatan 0.3 Mach yang mana kenaikan pada kecepatan akan menghasilkan gaya

angkat yang kecil sehingga ketika pada kecepatan yang tinggi maka gaya angkat yang dihasilkan akan semakin kecil.

Tabel Harga C_M pada *Missile Datcom*

Tabel 5. Tabel Harga C_M menggunakan *software Missile Datcom*

ALPHA	MACH		
	0.1	0.2	0.3
-20	1.6718	1.6763	1.6804
-18	1.5227	1.5269	1.5313
-16	1.3648	1.3688	1.3734
-14	1.1988	1.2025	1.2072
-12	1.0281	1.0315	1.036
-10	0.8534	0.8568	0.8616
-8	0.673	0.676	0.6802
-6	0.4945	0.4967	0.4999
-4	0.323	0.3245	0.3266
-2	0.155	0.1558	0.1568
0	0	0	0
2	-0.155	-0.1558	-0.1568
4	-0.323	-0.3245	-0.3266
6	-0.4945	-0.4967	-0.4999
8	-0.673	-0.676	-0.6802
10	-0.8534	-0.8568	-0.8616
12	-1.0281	-1.0315	-1.036
14	-1.1988	-1.2025	-1.2072
16	-1.3648	-1.3688	-1.3734
18	-1.5227	-1.5269	-1.5313

Tabel harga di atas merupakan tabel harga nilai C_M dari variasi sudut serang (α) mulai dari -20.0 hingga 18.0 dan kecepatan juga divariasikan mulai dari 0.1, 0.2, dan 0.3 Mach. Harga C_M yang merupakan koefisien momen *pitching* berdasarkan area dan panjang referensi longitudinal. Pada kecepatan 0.1 Mach lebih besar dibandingkan pada kecepatan 0.3 Mach yang mana dikarenakan nilai pada *pitching* momen ketika mengalami kenaikan menyebabkan roket mengalami *pitch up* yang bernilai positif.

Tabel Harga C_D pada *Missile Datcom*

Tabel 5. Tabel Harga C_D menggunakan *software Missile Datcom*

ALPHA	MACH		
	0.1	0.2	0.3
-20	4.6796	4.6586	4.6578
-18	4.2062	4.1748	4.1662
-16	3.7923	3.7524	3.7377
-14	3.4359	3.3893	3.3699
-12	3.1367	3.0847	3.0617
-10	2.8916	2.8358	2.8104
-8	2.6972	2.6383	2.6109

ALPHA	MACH		
	0.1	0.2	0.3
-6	2.5527	2.4917	2.4628
-4	2.455	2.3927	2.3629
-2	2.3986	2.3356	2.3053
0	2.3795	2.3163	2.286
2	2.3986	2.3356	2.3053
4	2.455	2.3927	2.3629
6	2.5527	2.4917	2.4628
8	2.6972	2.6383	2.6109
10	2.8916	2.8358	2.8104
12	3.1367	3.0847	3.0617
14	3.4359	3.3893	3.3699
16	3.7923	3.7524	3.7377
18	4.2062	4.1748	4.1662

Pada harga C_D yang merupakan koefisien hambatan atau *resistant* pada suatu aliran. Pada kecepatan 0.1 Mach lebih besar dibandingkan pada kecepatan 0.3 Mach yang mana hambatan aerodinamika akan semakin kecil jika nilai *Coefficient Drag* rendah sehingga menghasilkan kecepatan yang lebih besar. Ketika nilai *Coefficient Drag* yang dihasilkan mengalami kenaikan maka dapat dinyatakan bahwa hambatan aerodinamika yang dihasilkan semakin besar seiring dengan kenaikan nilai *Coefficient Drag* sehingga kecepatan yang dihasilkan lebih kecil.

Tabel Harga C_L pada *Missile Datcom*

Tabel 5. Tabel Harga C_L menggunakan *software Missile Datcom*

ALPHA	MACH		
	0.1	0.2	0.3
-20	-7.7492	-7.8364	-7.9153
-18	-6.8901	-6.9592	-7.0212
-16	-6.0247	-6.0785	-6.1266
-14	-5.1602	-5.2015	-5.2382
-12	-4.3104	-4.3414	-4.3687
-10	-3.4821	-3.5057	-3.5273
-8	-2.6758	-2.693	-2.7088
-6	-1.9139	-1.9254	-1.9357
-4	-1.2122	-1.2192	-1.2255
-2	-0.5656	-0.5689	-0.5718
0	0	0	0
2	0.5656	0.5689	0.5718
4	1.2122	1.2192	1.2255
6	1.9139	1.9254	1.9357
8	2.6758	2.693	2.7088
10	3.4821	3.5057	3.5273
12	4.3104	4.3414	4.3687

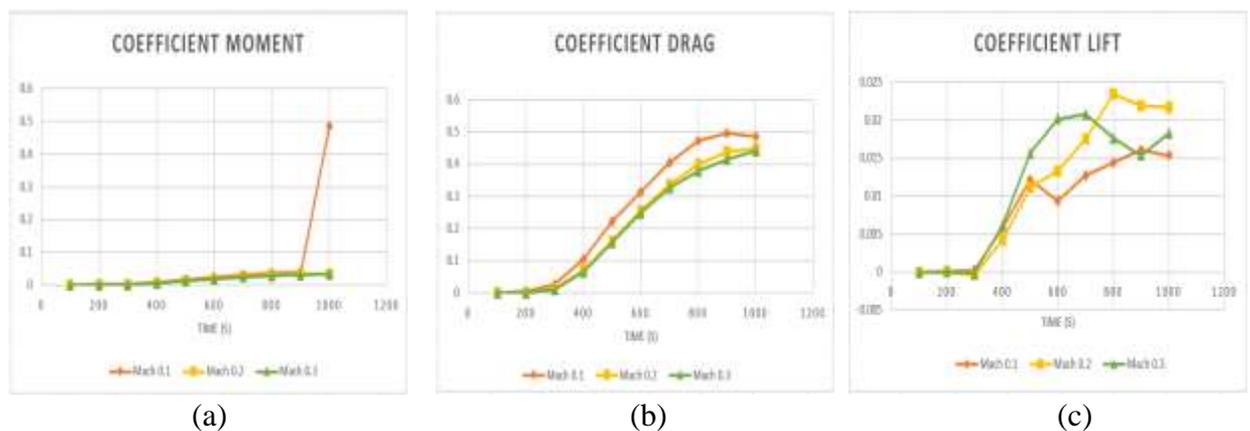
ALPHA	MACH		
	0.1	0.2	0.3
14	5.1602	5.2015	5.2382
16	6.0247	6.0785	6.1266
18	6.8901	6.9592	7.0212

Pada harga C_L yang merupakan gaya angkat yang dihasilkan. Pada kecepatan 0.3 Mach lebih besar dibandingkan pada kecepatan 0.2 Mach yang mana setiap kenaikan pada kecepatan akan menghasilkan gaya angkat yang kecil sehingga ketika pada kecepatan yang tinggi maka gaya angkat yang dihasilkan akan semakin kecil. Dengan demikian kenaikan kecepatan menghasilkan C_M dan C_D yang lebih kecil dibandingkan dengan C_L .

Grafik Harga C_M , C_D , dan C_L

Grafik harga C_M , C_D , dan C_L merupakan hasil dari simulasi yang telah dilakukan dengan menggunakan dua software yaitu SimScale dan *Missile Datcom* dengan input parameter yang dimasukkan kedalam dua *software* tersebut.

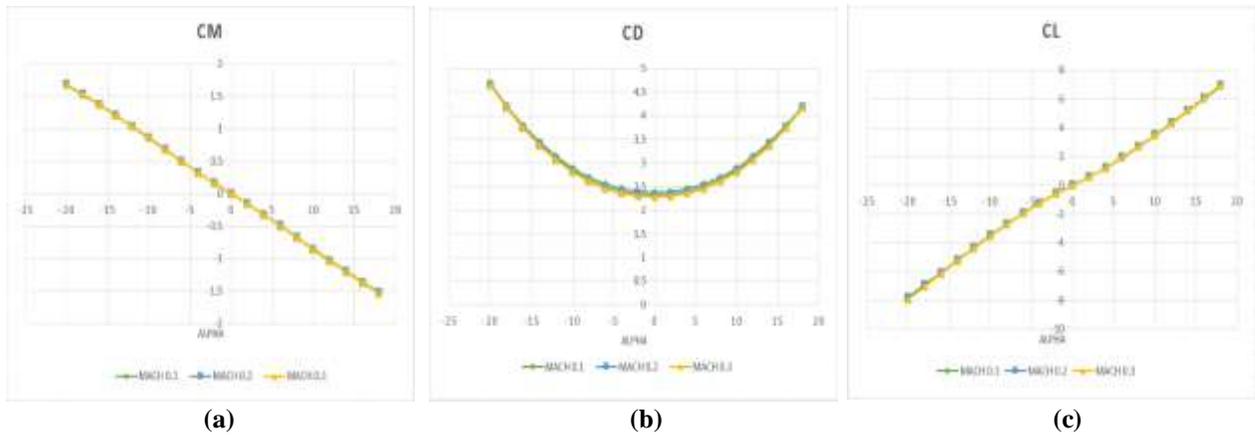
1) Grafik Harga C_M , C_D , dan C_L menggunakan *software SimScale*



Gambar 5. Grafik Harga Software SimScale (a) C_M (b) C_D (c) C_L

Gambar grafik diatas menyajikan hasil simulasi aerodinamika berupa harga C_M , C_D , dan C_L pada berbagai waktu (s) dan bilangan Mach dengan simulasi yang telah dilakukan menggunakan *software Simscale* dengan memvariasikan waktu (s) mulai dari 100 hingga 1000. Selain itu kecepatan juga divariasikan mulai dari 0.1, 0.2, dan 0.3 Mach.

2) Grafik Harga C_M , C_D , dan C_L menggunakan *software Misiile Datcom*.



Gambar 8. Grafik Software Missile Datcom (a) C_M (b) C_D (c) C_L

Gambar grafik diatas menyajikan hasil dari penelitian ini dengan harga C_M , C_D , dan C_L yang disimulasi dengan memvariasikan sudut serang (α) mulai dari -20.0 hingga 18.0. Selain itu kecepatan juga divariasikan mulai dari 0.1, 0.2, dan 0.3 Mach menyatakan bahwa hasil simulasi *convergent* yang mana hasil akhir pada simulasi tersebut menunjukkan pergerakan pada Mach 0.1, 0.2 dan 0.3 saling mendekati atau berbanding lurus sebagai mana semestinya.

Perbandingan hasil

Perbedaan pada *coefficient moment*, *coefficient lift*, dan *coefficient drag* pada aliran *incompressible* FFAR 70 mm tersebut dapat dipengaruhi beberapa faktor, seperti tingkat akurasi dari masing – masing *software* yang digunakan dalam simulasi, dan kelebihan serta kekurangan dari *software* yang digunakan dalam melakukan simulasi.

Perbandingan hasil dari kedua *software SimScale* dan *Missile Datcom* terdapat perbedaan pada harga *coefficient moment*, *coefficient lift*, dan *coefficient drag*. Ini dikarenakan ada perbedaan pada variasi yang digunakan dalam simulasi. *Simscale* menggunakan beberapa variasi yaitu variasi waktu (s) mulai dari 100 hingga 1000 dan kecepatan juga divariasikan mulai dari 0.1, 0.2, dan 0.3 Mach. Sedangkan pada *Missile Datcom* menggunakan beberapa variasi seperti menggunakan variasi nilai Mach mulai dari 0.1, 0.2, dan 0.3 dan menggunakan variasi sudut serang atau α mulai dari -20 hingga 18.

Kesimpulan

Hasil dari simulasi untuk mengetahui aerodinamika roket pada aliran *incompressible* menggunakan *software SimScale* dan *Missile Datcom* dengan memvariasikan waktu (s) mulai dari 100 hingga 1000 dan kecepatan juga divariasikan mulai dari 0.1, 0.2, dan 0.3 Mach pada *SimScale* dan pada *Missile Datcom* menggunakan variasi seperti menggunakan variasi nilai Mach mulai dari 0.1, 0.2, dan 0.3 dan variasi sudut serang atau α mulai dari -20 hingga 18° didapatkan hasil grafik yang sama dan berbeda untuk harga C_M , C_D , dan C_L . Berikut kesimpulan dari hasil simulasi :

1. Hasil simulasi pada harga C_M menggunakan *software SimScale* ialah harga C_M lebih besar saat kecepatan berada pada 0.1 Mach dibandingkan pada kecepatan 0.3 Mach sedangkan pada *software Missile Datcom* ialah harga C_M lebih besar pada kecepatan 0.1 Mach dibandingkan pada kecepatan 0.3 Mach.
2. Hasil simulasi pada harga C_D menggunakan *software SimScale* ialah harga C_D lebih besar saat kecepatan berada pada 0.2 Mach dibandingkan pada saat kecepatan 0.3 Mach sedangkan pada *software Missile Datcom* ialah harga C_D lebih besar pada saat kecepatan 0.1 Mach dibandingkan

- pada saat kecepatan 0.3 Mach.
3. Hasil simulasi pada harga C_L menggunakan *software SimScale* ialah harga C_L lebih besar pada kecepatan berada pada 0.2 Mach dibandingkan pada saat kecepatan 0.3 Mach sedangkan pada *software Missile Datcom* ialah harga C_L lebih besar saat berada pada kecepatan 0.3 Mach dibandingkan pada saat kecepatan 0.2 Mach.
 4. Hasil simulasi yang telah didapatkan dari kedua *software* tersebut terdapat beberapa perbedaan pada harga C_M , C_D , dan C_L dikarenakan pada kedua *software* ini memiliki perbedaan dalam simulasi aerodinamika yang bekerja pada roket.

Daftar Pustaka

- Ejeh, C. J., Akhabue, G. P., Boah, E. A. & Tandoh, K. K., 2019. Evaluating The Influence Of Unsteady Air Density To The Aerodynamic Performance Of A Fixed Aircraft At Different Angle Of Attack Using Computational Fluid Dynamics. *Result In Engineering*, pp. 1-12.
- Fitroh, A. J. & Saeri, 2010. Simulasi Dan Perhitungan Spin Roket Folded Fin Berdiameter 200 mm. *Jurnal Teknologi Dirgantara*, Volume 8, pp. 43-56.
- Novian, S., 2014. *Perancangan Alat Pemotong Kertas Untuk Sayap Dan Moncong Roket Air*; Malang: Universitas Muhammadiyah Malang.
- Putu, A., 2013. Analisis Variatif Gravitasi Bumi Di Berbagai Koordinat Dengan Ayunan Sederhana. *Seminar Nasional FMIPA UNDIKSHA*, pp. 396-399.
- Rosema, C., Doyle, J., Auman, L. & Underwood, M., 2011. *Missile Datcom*, s.l.: U.S. Army Aviation & Missile Research, Development and Engine Center.
- Samosir, G. & Nuryanto, A., 2009. Perancangan Sistem Propulsi FFAR Dengan Nosel Tunggal. *Jurnal Teknologi Dirgantara*, pp. 133-141.
- Setiawan, E. S., 2020. *Pemodelan Dan Simulasi Dinamika Terbang Misil Permukaan Ke Udara Jarak Sedang Berbasis Roket 122*, Bogor: Fakultas Teknologi Pertahanan .
- Wibowo, H. B., Riyadi, A. & Nugroho, Y. A., 2016. Pengaturan Sudut Azimuth Roket Rum Untuk Operasi Peluncuran Pada Kecepatan Angin Di Atas 10 Knot. *Jurnal Teknologi Dirgantara*, Volume 14, pp. 9-16.
- Wibowo, S. S., 2019. Perhitungan Karakteristik Aerodinamika, Analisis Dinamika Dan Kestabilan Gerak Dua Dimensi Modus Longitudinal Roket RX 250 LAPAN. pp. 1-9.
- Winter, M., 2013. *Benchmark and validation of Open Source CFD Codes, With Focus On Compressible And Rotating Capabilities, For Intergration On The SimScale Platform*, Gothenburg: Departement of Applied Mechanics Chalmers University Of Technology.