

# Analisis Kestabilan Statik Matra Longitudinal *Platform* UAV Kolibri 08-V2

## Analysis of the Longitudinal Matra Static stability of the Kolibri 08-V2 UAV Platform

**Priska Windayani<sup>(1)</sup>, Hartono<sup>(2)</sup>**

<sup>(1)</sup>Kementerian Perindustrian, Jakarta Selatan

<sup>(2)</sup>Pustekbang - LAPAN, Rumpin - Jawa Barat

Email : [priskawindya1712@gmail.com](mailto:priskawindya1712@gmail.com)

### ABSTRAK

Aspek kestabilan merupakan salah satu hal penting yang harus diperhatikan dalam perancangan UAV. Untuk itu, perlu dilakukan perhitungan dan analisis kestabilan statik matra longitudinal yang bekerja pada Platform UAV Kolibri 08-V2 dengan menggunakan software Digital Datcom. Hal yang dianalisis adalah pengaruh dari variasi kecepatan, beberapa posisi central of gravity dan variasi sudut serang terhadap parameter-parameter aerodinamika dalam hal ini CL, CD, dan Cm, serta kestabilan Platform UAV Kolibri 08-V2 secara statik matra longitudinal. Analisis kestabilan statik matra longitudinal pada Platform UAV Kolibri 08-V2 dilakukan dengan menggunakan software Digital Datcom. Hal-hal yang dianalisis adalah parameter-parameter aerodinamika CL, CD, dan Cm yang terjadi dengan variasi kecepatan, beberapa posisi center of gravity, dan variasi sudut serang dengan beberapa tinggi terbang. Dari hasil perhitungan menggunakan software Digital Datcom dapat disimpulkan yaitu, kecepatan tidak berpengaruh terhadap CL, CD, dan Cm, cg berpengaruh terhadap Cm, sudut serang ( $\alpha$ ) berpengaruh terhadap CL, CD, dan Cm, serta Platform UAV Kolibri 08-V2 memenuhi kriteria kestabilan static pitch ( $Cm_{\alpha} < 0$ ), sehingga pesawat ini dapat dikatakan stabil statik matra longitudinal.

Kata kunci : Digital DATCOM, Kestabilan, UAV, Statik Matra Longitudinal, Software

### ABSTRACT

*The aspect of stability is one of the important things that must be considered in UAV design. For that, it is necessary to calculate and analyze the static stability of the longitudinal matrix that works on the Kolibri 08-V2 UAV Platform using Digital Datcom software. The things that are analyzed are the influence of velocity variation, central of gravity positions and angle of attack variations on aerodynamic parameters, in this case CL, CD, and Cm, as well as the stability of the UAV Kolibri 08-V2 platform in a longitudinal dimension. Longitudinal analysis of static stability on the Kolibri 08-V2 UAV platform was performed using Digital Datcom software. The things that are analyzed are the aerodynamic parameters CL, CD, and Cm which occur with variations in velocity, several positions of the center of gravity, and variations in the angle of attack with several flying heights. From the results of calculations using Digital Datcom software, it can be concluded that speed has no effect on CL, CD, and Cm, cg affects Cm, angle of attack ( $\alpha$ ) affects CL, CD, and Cm, and the Kolibri 08-V2 UAV platform meets the criteria. the stability of the static pitch ( $Cm_{\alpha} < 0$ ), so that this plane can be said to be statically stable in the longitudinal dimension.*

Keywords : Digital DATCOM, Stability, UAV, Longitudinal of Static Stability, Software

## 1. PENDAHULUAN

Perkembangan dunia penerbangan dan *aeromodeling* beberapa tahun terakhir, mendorong hadirnya teknologi-teknologi pendukung yang diperuntukan untuk menunjang fasilitas penerbangan. Salah satunya adalah kendaraan udara tanpa awak atau yang biasa disebut *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV). UAV merupakan istilah yang digunakan untuk merepresentasikan benda terbang yang dikendalikan dari jarak jauh oleh pilot. UAV dapat dikendalikan menggunakan *remote control* atau computer yang berfungsi untuk mengontrol pergerakan pesawat agar dapat terhindar dari benturan-benturan akibat kegagalan pada saat terbang.

Penggunaan UAV saat ini sangat dibutuhkan dalam kegiatan militer maupun sipil, misalnya untuk pencarian dan penyelamatan korban bencana alam serta penginderaan jarak jauh seperti *monitoring* hutan, lalu lintas dan daerah perbatasan. Dalam hal lain, UAV dapat digunakan untuk pekerjaan yang berbahaya sekalipun, seperti mengintai musuh pada saat perang atau menjangkau daerah yang cukup berbahaya untuk misi penyelamatan. Namun karena ketinggian terbang yang cukup rendah dan secara penuh dikontrol oleh pilot yang berada jauh dari pesawat, seringkali menjadi UAV tidak stabil sehingga rawan mengalami kecelakaan terbang.

Di dalam proses perancangan UAV, aspek kestabilan harus diperhatikan. Stabilitas dan kendali merupakan 2 konsep yang saling terkait dalam pergerakan suatu pesawat terbang. Jika pesawat terbang dirancang menjadi sangat stabil maka akan sangat sulit untuk bermanuver. Sebaliknya, jika pesawat terbang dirancang hanya sedikit stabil maka akan sangat mudah untuk bermanuver. Namun, hal itu membuat pesawat terbang menjadi sangat sulit untuk diterbangkan atau memiliki sifat terbang yang kurang baik.

Pergerakan umum stabilitas pesawat terbang terbagi menjadi 2 bagian yaitu gerak longitudinal dan gerak lateral-direksional (Jenie dan Hari, 2001). Gerak longitudinal melibatkan 2 persamaan atur kesetimbangan gaya, yaitu arah  $x$  dan arah  $z$ , dan 1 persamaan atur kesetimbangan momen diseperti sumbu  $y$ . Sedangkan, gerak lateral-direksional melibatkan 1 persamaan atur kesetimbangan gaya arah  $y$ , dan 2 persamaan atur kesetimbangan momen yaitu seputar sumbu  $x$  dan sumbu  $z$ .

Dipandang dari segi kendali, pilot dapat mengatur gerak angguk (*pitching*) dengan menggerakkan permukaan bidang kendali *elevator*, yang bila didefleksikan ke atas akan membuat pesawat terbang mendongak. Gerak geleng (*yawing*) dapat diatur dengan menggerakkan permukaan bidang kendali *rudder*, sedangkan gerak putar guling (*rolling*) diatur oleh permukaan kendali *aileron*. Hal ini sangat membantu dalam menyederhanakan masalah stabilitas dan kendali.

Melihat pentingnya fungsi kestabilan maka pesawat terbang harus dirancang untuk memenuhi fungsinya dengan baik. Sehingga di dalam proses penelitian ini dilakukan metode perhitungan dan analisis kestabilan yang bekerja pada pesawat UAV, khususnya *Platform UAV KOLIBRI 08-V2*. Indikator kestabilan yang akan diamati berkaitan dengan kriteria kestabilan statik matra longitudinal.

## 2. TINJAUAN PUSTAKA

### Teori Kestabilan Matra Longitudinal

Kestabilan sistem gerak pesawat terbang adalah hal mutlak yang diperlukan, terutama ketika pesawat terbang sedang terbang. Gangguan-gangguan yang terjadi karena pengaruh atmosfer, seperti turbulensi, kantong udara maupun karena defleksi bidang kendali pesawat terbang sangat mempengaruhi pesawat terbang. Sehingga diperlukanlah pesawat terbang yang stabil agar dapat bereaksi terhadap gangguan-gangguan tersebut. Bagaimana pesawat terbang tersebut bereaksi, tergantung dari karakteristik kestabilan pesawat terbang tersebut.

Defenisi dari kestabilan adalah kemampuan pesawat terbang dalam mengembalikan dirinya kesikap keseimbangan awalnya, bila pesawat terbang tersebut memperoleh gangguan luar ataupun dalam. Kestabilan sikap pesawat terbang tersebut dapat ditimbulkan oleh karakteristik dinamik dari pesawat terbang itu sendiri ataupun karena dipaksakan oleh suatu sistem pengendalian kestabilan (Jenie dan Hari, 2001).

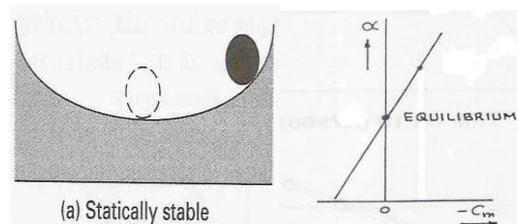
Kestabilan matra longitudinal pada pesawat terbang dapat dibagi menjadi dua, yaitu kestabilan statik dan kestabilan dinamik.

#### 2.1.1 Kestabilan Statik (Static Stability)

Kestabilan statik dapat dibedakan menjadi 3, yaitu :

##### 1. Stabul Statik (Static Stability)

Bila suatu benda, diberikan gangguan variabel gerak  $x$  menyebabkan gaya  $F$  mengembalikannya ke titik setimbang. Atau bisa juga dikatakan bila suatu benda diganggu dari kondisi kesetimbangannya dan cenderung kembali pada kondisi kesetimbangan sebelumnya, maka benda tersebut memiliki stabilitas statik positif.

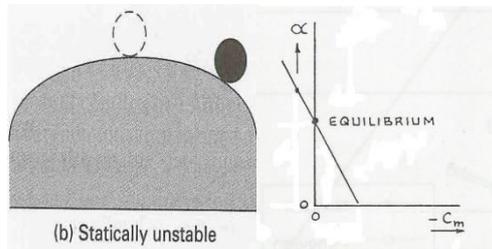


Gambar 2.1 Kesetimbangan static stability

##### 2. Tidak Stabul Statik (Static Unstability)

Bila suatu benda, diberikan gangguan  $x$  menyebabkan gaya  $F$  menjauhkan benda tersebut

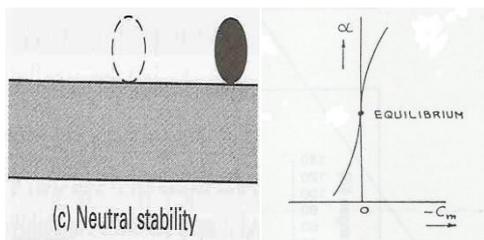
dari titik setimbang. Atau bisa juga dikatakan bila suatu benda cenderung semakin menjauhi kondisi kesetimbangannya setelah menerima gangguan, maka benda tersebut memiliki stabilitas statik negatif.



Gambar 2.2 Kestimbangan static instability

**3. Stabil Netral (Neutral Stability)**

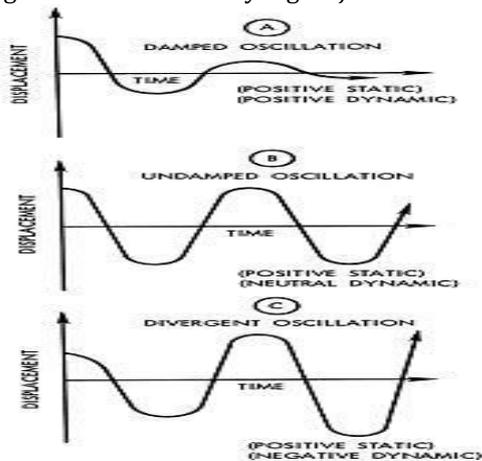
Bila suatu benda, diberikan gangguan  $x$  tidak menimbulkan gaya apapun. Atau bisa juga dikatakan bila suatu benda tidak cenderung kembali atau menjauhi kondisi kesetimbangan dan tetap berada pada kondisi setelah menerima gangguan, maka benda tersebut memiliki stabilitas statik netral.



Gambar 2.3 Kestimbangan neutral stability

**2.1.2. Kestabilan Dinamik (dynamic stability)**

Kestabilan dinamik didefinisikan sebagai kestabilan yang terjadi jika pesawat terbang dapat kembali ke kondisi seimbangannya apabila ia memperoleh simpangan dari kondisi seimbang awalnya tersebut dengan meredam osilasi yang terjadi.



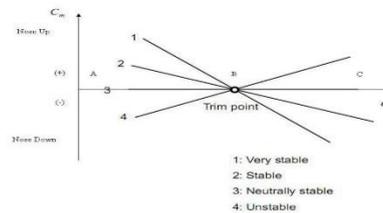
Gambar 2.4 Karakteristik kestabilan dinamik Undamped oscillation dan divergent oscillation sangat berbahaya, karena dengan osilasi dalam waktu singkat, dapat mengakibatkan kegagalan

struktur apabila osilasi tersebut tidak segera di redam (Anonim, 2012).

Suatu pesawat terbang apabila memiliki kestabilan dinamik, sudah pasti pesawat terbang tersebut stabil statik. Namun, pesawat terbang yang memiliki stabil statik tidak memiliki kestabilan dinamik, karena kestabilan statik tidak menjamin kestabilan dinamiknya (Kristiawan, 2011).

**2.2. Kriteria Kestabilan Statik**

Kriteria kestabilan statik didefinisikan sebagai batasan dimana kondisi terbang steady dipisahkan menjadi kategori-kategori stabil, tak stabil atau stabil netral. Dalam menerapkan definisi stabilitas statis, kecenderungan untuk melawan gangguan diukur dengan menggunakan sifat gaya dan momen sesat pesawat terbang yang timbul karena gangguan-gangguan dari keadaan terbang steady, dimana center of gravity menjadi titik pusatnya, sehingga  $C_m$  besarnya harus sama dengan nol ( $C_m=0$ ). Agar ini tercapai, semua gangguan yang terjadi harus dilawan dengan gaya dan momen yang berlawanan arah, sehingga pesawat terbang kembali ke kondisi semula. Prinsip ini disebut kestabilan statik. Maka parameter yang berpengaruh dalam kestabilan statik matra longitudinal adalah  $C_m\alpha$ , yang dipergunakan untuk mengetahui stabil atau tidaknya suatu pesawat terbang. Kondisi keseimbangan dapat dilihat pada gambar di bawah ini.



Gambar 2.5 Kurva koefisien momen ( $C_m$ ) terhadap sudut serang ( $\alpha$ )

Dapat dilihat pada Gambar 2.5, gangguan yang terjadi menyebabkan sudut serang bertambah di daerah C, maka dibutuhkan momen dengan arah yang berlawanan, yaitu nose-down moment, sehingga kembali ke posisi keseimbangan di titik B. Secara matematik, kriteria tersebut ditulis sebagai,

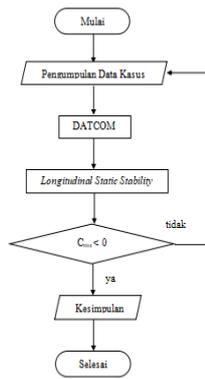
$$C_m\alpha < 0$$

Kriteria yang digunakan untuk menguji kestabilan statik matra longitudinal ini disebut sebagai kriteria kestabilan statik matra longitudinal.

**2.3. Kestabilan Matra Longitudinal Pada Platform UAV Kolibri-V2**

Hal yang perlu diperhatikan mengenai kestabilan statik matra longitudinal pada pesawat terbang konvensional adalah satu variabel gerak yaitu sudut serang ( $\alpha$ ). Maka parameter-parameter kestabilan yang penting untuk dianalisis adalah



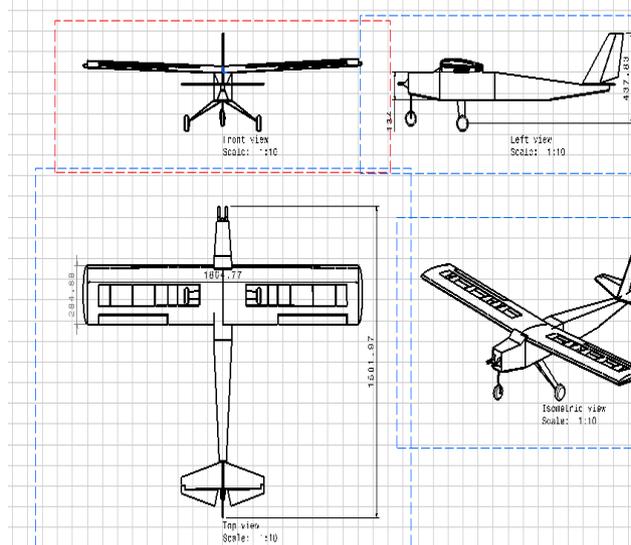


Gambar 3.1 Diagram alur penelitian

### 3. HASIL DAN PEMBAHASAN

Data Konfigurasi Platform UAV Kolibri 08-V2 sebagai berikut :

- High wing rectangular, dengan sudut dihedral 2 derajat
- Engine Thunder Tiger 46 Pro 2 tak 7,6 cc



Gambar 4.1 Platform UAV Kolibri 08-V2

Dibawah ini data geometri platform UAV Kolibri 08-V2, yaitu :

Tabel 4. 1 Data geometri sayap platform UAV Kolibri 08-V2

Geometri	Wing	H. Tail	V. Tail
S (m <sup>2</sup> )	0,528679	0,075647	0,039337
R	6,5	4,0	1,5
λ	1,0	0,4	0,4
i (deg)	0,0	0,0	0,0
Dihedral (deg)	2,0	0,0	0,0
cr (m)	0,285193	0,196458	0,231342
ct (m)	0,285193	0,078583	0,092537
c (m)	0,285193	0,13755	0,1619
b (m)	1,853757	550.1	242.9
Airfoil	NACA 2412	FLAT	FLAT

#### 4.1 Data Koordinat Airfoil Platform UAV Kolibri 08-V2

Tabel 4. 2 Data koordinat airfoil NACA 2412

UPPER SURFACE		LOWER SURFACE	
X	Y	X	Y
0	0	0	0
0,05740176	0,228182455	0,05740176	-0,21673098
0,229144852	0,458267816	0,229144852	-0,41289917
0,513846502	0,688473925	0,513846502	-0,588019333
0,909214589	0,916190867	0,909214589	-0,741594971
1,412065687	1,138125993	1,412065687	-0,873192712
2,018350921	1,350493307	2,018350921	-0,982535625
2,723189541	1,549230521	2,723189541	-1,069602888
3,520905553	1,730227429	3,520905553	-1,134722745
4,405077387	1,889551256	4,405077387	-1,178647305
5,368585651	2,023650435	5,368585651	-1,202599241
6,40367221	2,129526618	6,40367221	-1,208280707
7,502004246	2,204863871	7,502004246	-1,197842959
8,654737903	2,248113349	8,654737903	-1,173817076
9,852592655	2,258531549	9,852592655	-1,139009954
11,08592101	2,23617478	11,08592101	-1,096374361
12,34479837	2,184047021	12,34479837	-1,046768652

UPPER SURFACE		LOWER SURFACE	
X	Y	X	Y
0	0	0	0
0,05740176	0,228182455	0,05740176	-0,21673098
0,229144852	0,458267816	0,229144852	-0,41289917
0,513846502	0,688473925	0,513846502	-0,588019333
0,909214589	0,916190867	0,909214589	-0,741594971
1,412065687	1,138125993	1,412065687	-0,873192712
2,018350921	1,350493307	2,018350921	-0,982535625
2,723189541	1,549230521	2,723189541	-1,069602888
3,520905553	1,730227429	3,520905553	-1,134722745
4,405077387	1,889551256	4,405077387	-1,178647305
5,368585651	2,023650435	5,368585651	-1,202599241
6,40367221	2,129526618	6,40367221	-1,208280707
7,502004246	2,204863871	7,502004246	-1,197842959
8,654737903	2,248113349	8,654737903	-1,173817076
9,852592655	2,258531549	9,852592655	-1,139009954
11,08592101	2,23617478	11,08592101	-1,096374361
12,34479837	2,184047021	12,34479837	-1,046768652

Tabel 4.3 Data koordinat Vertical Stabilizer

UPPER SURFACE		LOWER SURFACE	
X	Y	X	Y
0	0	0	0
0,0231342	0,35	0,0231342	-0,35
0,0462684	0,35	0,0462684	-0,35
0,0694026	0,35	0,0694026	-0,35
0,0925368	0,35	0,0925368	-0,35
0,115671	0,35	0,115671	-0,35
0,1388052	0,35	0,1388052	-0,35
0,1619394	0,35	0,1619394	-0,35
0,1850736	0,35	0,1850736	-0,35
0,2082078	0,35	0,2082078	-0,35
0,231342	0,35	0,231342	-0,35

Tabel 3.4 Data koordinat Horizontal Stabilizer

UPPER SURFACE		LOWER SURFACE	
X	Y	X	Y
0	0	0	0
0,0196458	0,35	0,0196458	-0,35
0,0392916	0,35	0,0392916	-0,35
0,0589374	0,35	0,0589374	-0,35
0,0785832	0,35	0,0785832	-0,35
0,098229	0,35	0,098229	-0,35
0,1178748	0,35	0,1178748	-0,35
0,1375206	0,35	0,1375206	-0,35
0,1571664	0,35	0,1571664	-0,35
0,1768122	0,35	0,1768122	-0,35
0,196458	0,35	0,196458	-0,35

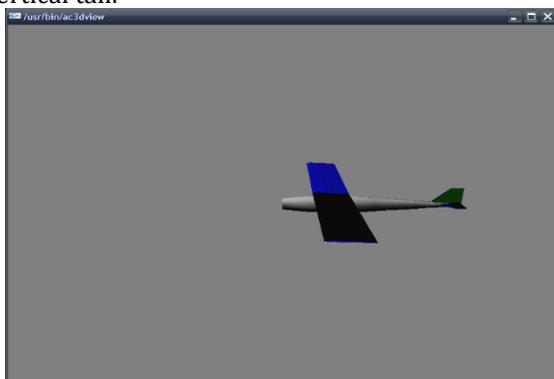
### 4.2 Data Koordinat Body Platform UAV Kolibri 08-V2

Tabel 4.5 Data koordinat *Body*

FSTA	AREA	RADIUS (cm)
0	72,00	4,7885213068
10	109,25	5,8985586061
20	149,50	6,9001061562
30	162,50	7,1938579605
40	156,25	7,0541580997
50	150,00	6,911635164
55	156,00	7,048512514
65	132,25	6,489825452
70	116,60	6,093747448
75	100,00	5,64332648
85	79,202	5,022243516
95	59,28	4,344994924
100	46,90	3,864751704
105	35,91	3,381760744
110	27,50	2,959385373
115	22,36	2,668523769
120	15,40	2,214601228
125	11,52	1,915408523
130	8,40	1,635591402
135	5,88	1,368433946

### 4.3 Output Digital Datcom dengan Konfigurasi Platform UAV Kolibri 08-V2

Output Digital Datcom, yang dihasilkan dengan mengeksekusi program yang telah dimasukkan input berupa konfigurasi platform UAV Kolibri 08-V2, yang terdapat pada lampiran2. Output tersebut berupa parameter aerodinamika CL,CD, dan Cm serta turunannya yang dikelompokkan menjadi beberapa konfigurasi, yaitu wing alone, wing-body, wing-body-horizontal tail, dan wing-body-horizontal tail-vertical tail. Output tersebut merupakan variasi kecepatan, beberapa posisi center of gravity, dan variasi sudut serang. Output untuk variasi posisi center of gravity dan kondisi trim akan didapat setelah melakukan eksekusi program beberapa kali, karena adanya perubahan center of gravity. Salah satu output Digital Datcom untuk konfigurasi kecepatan jelajah 17,0688 m/s dan posisi 50% c.g range (25% mac) dengan variasi sudut serang pada beberapa ketinggian terbang. Output yang akan ditampilkan konfigurasi wing-body-horizontal tail-vertical tail.

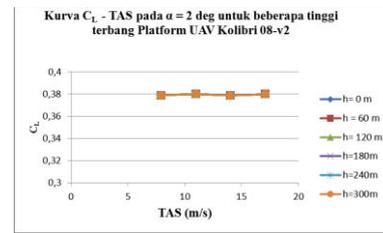


Gambar 4.2 Output Digital Datcom 3D

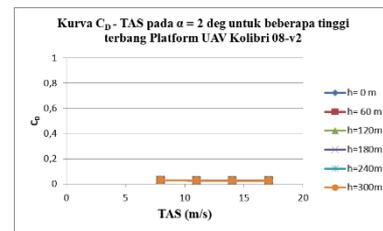
#### 4.4.1 Analisis Pengaruh Kecepatan

Grafik di bawah merupakan kurva parameter aerodinamika terhadap bilangan mach yang dipilih

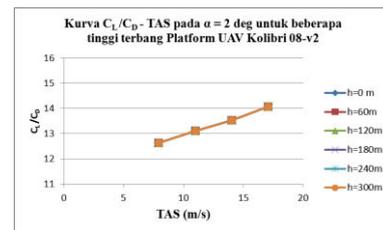
pada sudut serang 2o dengan harapan memberikan hasil yang baik. Dapat dilihat grafik-grafik tersebut hampir membentuk garis linier. Pengaruh bilangan mach terhadap koefisien CL, CD, Cm, dan rasio CL/CD dapat dilihat pada Gambar 4.1 sampai 4.4.



Gambar 4.3 Kurva CL vs TAS pada  $\alpha = 2o$  untuk beberapa tinggi terbang

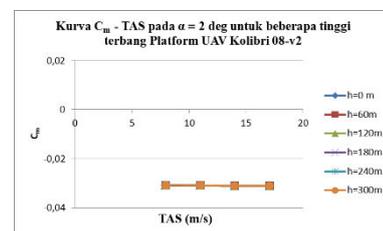


Gambar 4.4 Kurva CD vs TAS pada  $\alpha = 2o$  untuk beberapa tinggi terbang



Gambar 4.5 Kurva CL/CD vs TAS pada  $\alpha = 2o$  untuk beberapa tinggi terbang

Dari Gambar 4.3 dan 4.4 dapat dilihat bahwa CL dan CD terhadap kecepatan tidak mengalami penambahan maupun pengurangan. Sedangkan pada Gambar 4.5 dapat dilihat rasio CL/CD akan bertambah saat kecepatan juga bertambah.

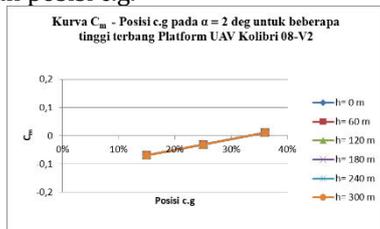


Gambar 4.6 Kurva Cm vs TAS pada  $\alpha = 2o$  untuk beberapa tinggi terbang

Dari Gambar 4.6 perubahan koefisien Cm terhadap kecepatan sangat kecil sehingga dapat dikatakan konstan, untuk setiap tinggi terbang. Pada platform UAV Kolibri-08V2, besarnya koefisien momen pitch akan cenderung semakin negatif sebanding dengan peningkatan kecepatan, sehingga pesawat cenderung semakin pitch down.

#### 4.4.2 Analisis Pengaruh Posisi Center of Gravity (c.g)

Variasi posisi c.g adalah most forward c.g (15% mac), 50% c.g range (25% mac), dan most aft c.g (36% mac). Dengan dipilihnya salah satu sudut serang yaitu  $2\alpha$  dan menggunakan bilangan Mach 0.05, maka dapat dilihat grafiknya pada gambar 4.5. Pengaruh c.g hanya akan terlihat pada koefisien  $C_m$ , sedangkan CL dan CD tidak terpengaruh oleh perubahan posisi c.g.

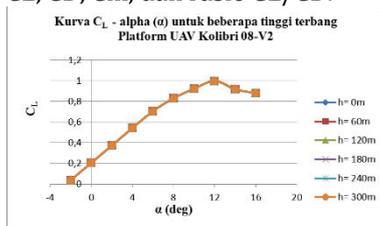


Gambar 4.7 Kurva  $C_m$  vs posisi c.g pada  $\alpha = 2\alpha$  untuk beberapa tinggi terbang

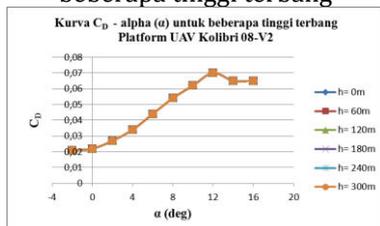
Dari Gambar 4.7 dapat dilihat bahwa pesawat dengan titik berat pada posisi most fwd c.g, koefisien momen akan semakin negatif. Sedangkan pesawat dengan posisi most aft c.g terjadi hal sebaliknya, koefisien momen akan semakin positif. Hal ini menandakan bahwa pesawat dengan posisi most fwd c.g akan cenderung semakin pitch down yang membuat pesawat menjadi sangat stabil dibanding pesawat dengan posisi most aft c.g.

#### 4.4.3 Analisis Pengaruh Sudut Serang

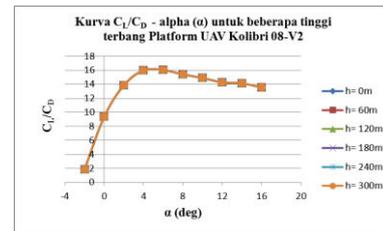
Variasi sudut serang yang dihitung antara  $-2\alpha$  sampai  $16\alpha$ , dimana titik berat pada posisi 50% c.g range (25% mac), dan menggunakan bilangan mach 0.05. Pada Gambar 4.6 sampai 4.9 dapat dilihat pengaruh sudut serang tersebut terhadap besarnya koefisien CL, CD,  $C_m$ , dan rasio CL/CD.



Gambar 4.8 Kurva CL vs sudut serang untuk beberapa tinggi terbang



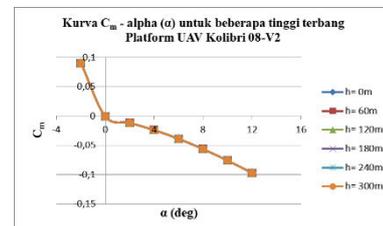
Gambar 4.9 Kurva CD vs sudut serang untuk beberapa tinggi terbang



Gambar 4.10 Kurva CL/CD vs sudut serang untuk beberapa tinggi terbang

Dari ketiga gambar di atas dapat dianalisis bahwa akibat pengaruh sudut serang, koefisien CL dan CD yang dihasilkan tidak berpengaruh pada beberapa tinggi terbang. Kemiringan kurva CL- $\alpha$  dan CD- $\alpha$  yang semakin besar dengan bertambahnya sudut serang maka akan menyebabkan gaya angkat dan gaya hambat yang terjadi akan semakin besar. Namun, saat Platform UAV Kolibri 08-V2 mencapai sudut serang tertentu, akan memperoleh CL dan CD maksimal dan akan mengalami stall. Stall terjadi setelah mengalami sudut serang  $12\alpha$ , dan pada sudut serang tersebut Platform UAV Kolibri 08-V2 mencapai CL dan CD maksimal

Karena variasi sudut serang yang semakin meningkat, besarnya perubahan CL dan CD akan semakin bertambah. Ini akan menyebabkan rasio CL/CD meningkat sampai sudut serang tertentu, kemudian akan menurun. Penurunan CL/CD meningkat sampai sudut serang tertentu, kemudian akan terjadi penurunan. Penurunan CL/CD terjadi setelah melewati sudut serang  $6\alpha$ .



Gambar 4.11 Kurva  $C_m$  vs sudut serang untuk beberapa tinggi terbang

Pengaruh variasi sudut serang terhadap koefisien momen pada Gambar 4.11 dapat dianalisis bahwa kemiringan kurva  $C_m$ - $\alpha$  tersebut adalah negatif yang berarti platform UAV Kolibri 08-V2 ini stabil karena gangguan yang menyebabkan sudut serang bertambah dapat dilawan dengan momen yang berlawanan, yang timbul karena pesawat tersebut mempunyai kemampuan membangkitkan momen yang berlawanan tersebut.

#### 4.5 Analisis Kestabilan Matra Longitudinal

Telah dijelaskan sebelumnya mengenai kestabilan matra longitudinal pada platform UAV Kolibri 08-V2 bahwa kestabilan matra longitudinal yang dianalisis berdasarkan kriteria kestabilan static pitch harus memenuhi Persamaan,

$$C_{m_\alpha} < 0 \text{ atau } \frac{dC_m}{d\alpha} < 0$$

Dengan melihat hasil perhitungan variasi sudut serang pada Lampiran 3, dapat diketahui bahwa kriteria kestabilan static pitch tersebut terpenuhi, yang ditunjukkan kurva  $C_m-\alpha$  pada Gambar 4.11 yang bernilai negatif yang artinya platform UAV Kolibri 08-V2 merupakan pesawat yang stabil matra longitudinal.

#### 4. KESIMPULAN DAN SARAN

##### 5.1 Kesimpulan

Setelah diperoleh karakteristik aerodinamika Platform Kolibri 08-V2 dengan menggunakan software Digital Datcom dan dilakukan penelitian parameter-parameter aerodinamika CL, CD, dan  $C_m$ , maka dapat ditarik kesimpulan sebagai berikut :

- 1) Pengaruh aerodinamika platform Kolibri 08-V2 pada beberapa efek variasi.

Tabel 5.1 Pengaruh parameter aerodinamika pada beberapa efek variasi berdasarkan analisis grafik perhitungan

Efek	$C_L$	$C_D$	$C_m$
V	Konstan	Konstan	Konstan
c.g	Konstan	Konstan	Memperkecil (fwd c.g) Memperbesar (aft c.g)
$\alpha$	Memperbesar untuk $\alpha (+)$	Memperbesar untuk $\alpha (+)$	Memperkecil untuk $\alpha (+)$

- 2) Platform Kolibri 08-V2 memenuhi kriteria kestabilan static pitch ( $C_m\alpha < 0$ ), sehingga pesawat ini dapat dikatakan stabil statik matra longitudinal dengan sudut serang antara  $-2^\circ$  sampai dengan  $14^\circ$ .

##### 5.2 Saran

Untuk lebih menyempurnakan hasil dari analisis pada Penelitian ini, maka dalam mengidentifikasi parameter-parameter geometri pesawat dan membuat file input data ke dalam software Digital Datcom untuk memperoleh karakteristik aerodinamika pesawat harus teliti, karena apabila tidak teliti hasil output kemungkinan salah atau bahkan output tidak akan keluar (*error*).

#### Daftar Pustaka

- [1.] <https://rdl.train.army.mil/catalog/go/100.ATSC/124A2C90-72CD-4B05-AB8B-ABC8718F9760-1274574464617>. 1 November 2020 (19.00)
- [2.] Carnegie C. 2008. <http://www.allstar.fiu.edu/aero/axes33.htm>. 2 November 2020 (20.00)
- [3.] Jenie S.D. dan D. Said. 1985. Diktat Kuliah Dinamika Terbang Pesawat Udara. Institut Teknologi Bandung.
- [4.] Jenie S.D. dan H. Muhammad. 2001. Diktat Kuliah Dinamika Terbang Pesawat Udara. Institut Teknologi Bandung.
- [5.] Kristiawan A.D. 2011. Analisis Kestabilan Statik Matra Longitudinal Menggunakan Digital Datcom Studi Kasus : Pesawat N219. Skripsi. Sekolah Tinggi Teknologi Adisutjipto Yogyakarta. Yogyakarta.
- [6.] McDonnell Douglas Astronautics Company. 1979. The Usaf Stability And Control Datcom. Volume 1. St. Louis Division. Missouri.
- [7.] Nelson, R. C. 1998. Flight Stability and Automatic Control. 2nd ed. University of Noire Dame.