

Analisis Kestabilan Statik Longitudinal dan Lateral-Direksional pada Pesawat Cessna 172N Skyhawk PK-SDQ dengan Menggunakan Aplikasi DATCOM

Muhammad Daffa Hauzaan¹, Muhammad Rizki Zuhri²

^{1,2}Jurusan Teknik Mesin, Politeknik Negeri Bandung, Bandung 40012

¹E-mail : muhammad.daffa.aer21@polban.ac.id

²E-mail : muhammad.rizki@polban.ac.id

ABSTRAK

Politeknik Negeri Bandung memiliki fasilitas unggulan berupa pesawat Cessna 172N Skyhawk. Fasilitas ini memberikan kesempatan bagi mahasiswa untuk memahami pesawat secara mendalam. Namun, data kestabilan statik longitudinal dan lateral-direksional dari pesawat ini belum tersedia. Hal ini menjadi kendala untuk pemahaman yang lebih mendalam terhadap pesawat tersebut. Penelitian ini akan menganalisa kestabilan statik pesawat Cessna 172N Skyhawk PK-SDQ matra longitudinal dan lateral-direksional. Parameter aerodinamika yang diperlukan untuk analisis diperoleh melalui perangkat lunak Digital DATCOM. Digital DATCOM dapat digunakan untuk mendapatkan koefisien aerodinamika pesawat secara keseluruhan atau bagian-bagian tertentu. Dari hasil analisis matra longitudinal dan lateral-direksional, pesawat Cessna 172N Skyhawk PK-SDQ memenuhi syarat stabilitas statik matra longitudinal, namun, tidak memenuhi syarat stabilitas statik matra Lateral-direksional. Hal ini disimpulkan dari nilai $C_{m\alpha}$ yang negatif serta nilai $C_{L\alpha}$, $C_{D\alpha}$ positif dan C_{m_q} dengan nilai negatif. Masing-masing nilai tersebut memenuhi kriteria kestabilan statik longitudinal. Pada matra lateral-direksional pesawat tidak memenuhi kriteria kestabilan statik. Nilai $C_{l\beta}$, C_{l_p} , $C_{Y\beta}$, dan C_{n_r} memenuhi kriteria kestabilan statik, namun nilai C_{n_β} yang negatif menunjukkan ketidakstabilan pesawat matra lateral-direksional. kriteria $C_{n_\beta} > 0$ yang seharusnya terpenuhi, nilai C_{n_β} yang didapatkan menunjukkan hasil negatif maka pesawat tidak memenuhi kestabilan statik matra lateral-direksional.

Kata Kunci

Kestabilan Statik, Longitudinal, Lateral-Direksional, Cessna172N Skyhawk, DATCOM

ABSTRACT

Politeknik Negeri Bandung has a Cessna 172N Skyhawk aircraft, which provides students with an opportunity for hands-on learning. However, not having longitudinal and lateral-directional static stability data for this aircraft hinders a deeper understanding. This study analyzed the stability of the Cessna 172N Skyhawk PK-SDQ using aerodynamic parameters from Digital DATCOM software. From the results of the longitudinal and lateral-directional analysis, the Cessna 172N Skyhawk PK-SDQ aircraft qualify the longitudinal static stability requirements, however, it does not qualify for Lateral-directional static stability. This is concluded from the negative values of $C_{m\alpha}$ and the positive values of $C_{L\alpha}$, $C_{D\alpha}$ and C_{m_q} with negative values. Each of these values qualify the longitudinal static stability criteria. The values of $C_{l\beta}$, C_{l_p} , $C_{Y\beta}$, and C_{n_r} qualify the static stability criteria, but the negative value of C_{n_β} indicates the instability of the lateral-directional aircraft. While the $C_{n_\beta} > 0$ criterion should be met, the C_{n_β} value obtained shows a negative result, so the aircraft does not qualify for lateral-directional static stability.

Keywords

Static Stability, Longitudinal, Lateral-Direksional, Cessna 172N Skyhawk, DATCOM

1. PENDAHULUAN

Kestabilan pesawat merupakan salah satu faktor penting dalam menjamin keselamatan dan kenyamanan selama penerbangan. Keseimbangan yang tepat dalam distribusi beban, bentuk sayap, dan kontrol penerbangan otomatis merupakan elemen kunci dalam mencapai kestabilan pesawat, baik kestabilan statik maupun kestabilan dinamik pesawat [1].

Kestabilan statik pesawat udara didefinisikan sebagai kecenderungan terbangkitnya gaya atau momen, yang melawan arah gangguan yang akan mengembalikan sikap pesawat udara tersebut pada kondisi seimbang stasioner lurus kondisi awalnya [2]. Stabilitas statik pesawat terbang terdiri dari dua matra, yaitu longitudinal dan lateral. Kestabilan ini penting untuk memastikan pesawat dapat kembali ke posisi keseimbangannya setelah mengalami gangguan [2].

Salah satu pesawat yang banyak orang ketahui yaitu pesawat Cessna 172. Pesawat Cessna 172 telah meraih kesuksesan luar biasa dalam industri penerbangan, dengan lebih dari 44.000 unit telah dibuat sejak diperkenalkan pada tahun 1955 dan dianggap sebagai pesawat yang paling banyak diproduksi dalam sejarah penerbangan [3].

Pesawat Cessna 172 telah menjadi pilihan utama sebagai *trainer aircraft* yang paling umum digunakan pilot dan engineer dalam proses pelatihan di sekolah penerbangan. Kepopulerannya sebagai *trainer aircraft* telah menjadikan Cessna 172 menjadi ikon yang melekat dalam dunia sekolah penerbangan [4].

Politeknik Negeri Bandung sebagai salah satu politeknik yang memiliki program studi Teknik Aeronautika memiliki fasilitas unggulan berupa satu unit pesawat Cessna 172N Skyhawk dengan kode registrasi PK-SDQ. Keberadaan pesawat ini memberikan kesempatan bagi Mahasiswa untuk mendalami secara langsung kondisi pesawat dan memahami secara mendalam bagaimana pesawat ini beroperasi.

Memiliki data-data dari sebuah pesawat merupakan hal yang sangat baik, terutama untuk pembelajaran bagi Mahasiswa. Politeknik Negeri Bandung sebagai lembaga pendidikan, tidak memiliki data-data kestabilan statik longitudinal dan lateral - direksional dari pesawat Cessna 172N Skyhawk PK-SDQ. Maka diperlukan data-data yang lengkap sebagai penunjang pemahaman yang lebih dalam lagi untuk Mahasiswa

khususnya mengkaji kestabilan pesawat Cessna 172N Skyhawk PK-SDQ.

Untuk melengkapi data-data tersebut dapat dilakukan dengan cara uji terbang, akan tetapi dikarenakan biaya dan tentunya resiko yang sangat besar. Dalam melengkapi data-data kestabilan statik tersebut, maka akan dilakukan pengambilan data dengan simulasi menggunakan aplikasi DATCOM untuk menghitung koefisien-koefisien kestabilan dari pesawat Cessna 172N Skyhawk PK-SDQ.

2. TINJAUAN PUSTAKA

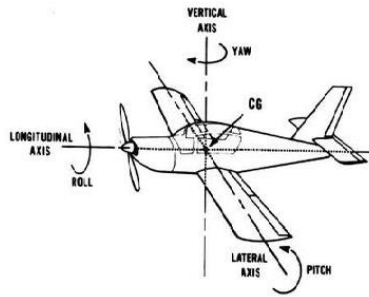
Penelitian tentang kestabilan statik longitudinal dan lateral-direksional menggunakan aplikasi DATCOM sudah pernah dilakukan oleh Akademisi maupun Mahasiswa sebagai penelitian. Pada tahun 2015 Rosyid Asrori Mahasiswa Sekolah Tinggi Teknologi Adisutjipto Yogyakarta telah melakukan analisis pemodelan menggunakan aplikasi DATCOM dengan judul **“Analisis Kestabilan Statik Pesawat UAV SSU-1.2”** [5]. Subjek penelitian pada penelitian ini adalah pesawat SSU-1.2 (STTA Surveillance UAV-1.2). Penelitian ini memiliki tiga tujuan, yang pertama untuk mengetahui kestabilan statik matra longitudinal dan matra lateral-direksional pesawat UAV SSU-1.2. yang kedua yaitu mengetahui pengaruh variasi letak *Center of Gravity*, ketinggian, dan kecepatan pesawat, dan yang ketiga yaitu mengetahui pengaruh *elevator* terhadap kestabilan pesawat.

Kemudian pada tahun 2021 juga telah dilakukan penelitian oleh Akademisi mengenai kestabilan statik UAV pada matra longitudinal menggunakan aplikasi DATCOM oleh Priska Windayani dan Hartono dengan judul **“Analisis Kestabilan Statik Matra Longitudinal Platform UAV Kolibri 08-V2”** [6]. Penelitian ini bertujuan untuk mengetahui pengaruh dari variasi sudut serang terhadap parameter – parameter aerodinamika dalam hal ini C_L , C_D , dan C_m . serta kestabilan Platform UAV Kolibri 08-V2 secara statik matra longitudinal yang dianalisis menggunakan aplikasi DATCOM.

2.1 Sumbu-Sumbu Pesawat Terbang

Setiap kali pesawat mengubah sikapnya dalam penerbangan, pesawat tersebut harus berbelok pada satu atau lebih dari tiga sumbu utama. Ketiga sumbu ini dikenal sebagai sumbu longitudinal, sumbu lateral, dan sumbu vertikal. Pada Gambar 1 menunjukkan ketiga sumbu tersebut yang

merupakan garis imajiner yang melewati pusat pesawat [7].



Gambar 1 Gerak pesawat terbang terhadap sumbu-sumbunya

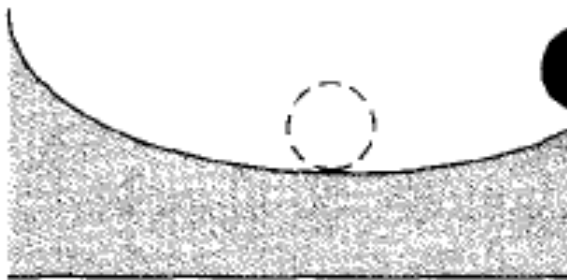
Sumbu pesawat terbang terdiri dari tiga poros imajiner longitudinal (*roll*), lateral (*pitch*), dan vertikal (*yaw*). *Roll* dikendalikan oleh *aileron* di ujung belakang sayap, *pitch* oleh *elevator* di bagian belakang ekor horizontal, dan *yaw* oleh *rudder* di bagian belakang ekor vertikal [8].

2.2 Kestabilan Statik

Kestabilan statik pesawat udara didefinisikan sebagai kecenderungan terbangkitnya gaya atau momen, yang melawan arah gangguan yang akan mengembalikan sikap pesawat udara tersebut pada kondisi seimbang stasioner lurus awalnya [9]. Kestabilan statik dibagi menjadi 3 diantaranya sebagai berikut:

1. Stabil Statik (*Static Stability*)

Suatu benda memiliki kestabilan statik positif jika, ketika terganggu dari keadaan setimbangnya, benda tersebut berusaha kembali ke keadaan setimbang [10]. seperti yang terlihat pada Gambar 2.

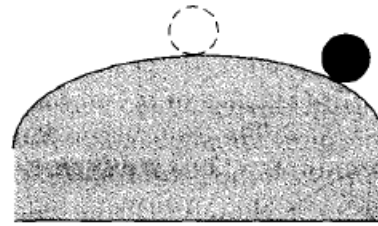


Gambar 2 Kestimbangan stabil statik

2. Tidak Stabil Statik (*Static Unstability*)

Gambar 3 menggambarkan sebuah benda tidak stabil statik jika, saat terganggu dari titik kesetimbangannya, benda tersebut cenderung

bergerak lebih jauh dari kondisi keseimbangan awal [10].



Gambar 3 Kestimbangan tidak stabil statik

3. Stabil Netral (*Neutral Stability*)

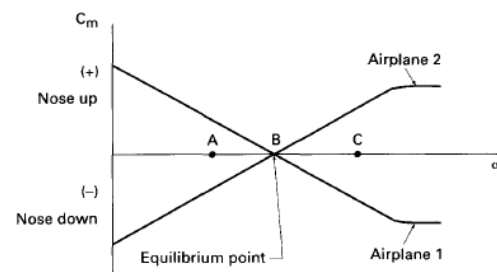
Sebuah benda memiliki kestabilan netral jika, setelah diberi gangguan, tidak cenderung kembali atau menjauh dari kondisi kesetimbangan dan tetap pada kondisi baru. seperti yang terlihat pada Gambar 4 maka benda tersebut dapat dikatakan memiliki kestabilan statik netral [10].



Gambar 4 Kestimbangan statik netral

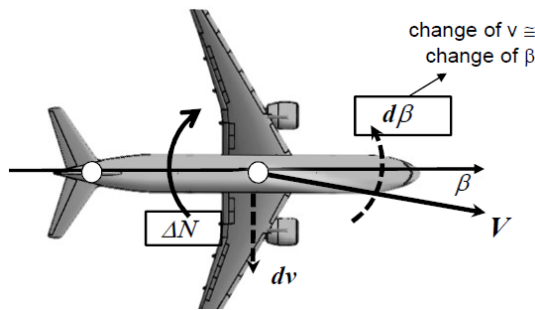
2.3 Kriteria Kestabilan Statik

Dalam menerapkan definisi kestabilan statik, kemampuan pesawat untuk melawan gangguan diukur melalui sifat gaya dan momen yang timbul akibat gangguan dari keadaan terbang steady. Parameter aerodinamika yang memegang peranan penting dalam kestabilan statik adalah $C_{m\alpha}$, yang merujuk pada koefisien momen terhadap sudut serangan α digunakan untuk mengetahui stabil atau tidaknya suatu pesawat terbang. Berikut adalah ilustrasi keseimbangan dalam kurva pitch moment atau pada matra Static longitudinal stability [10].



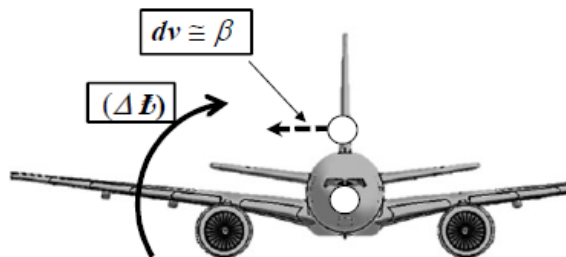
Gambar 5 Kurva koefisien momen pitching

Berdasarkan pada Gambar 5 Pada pesawat 1, peningkatan sudut serang di titik C menghasilkan pitch moment negatif, yang cenderung mengembalikan pesawat ke titik kesetimbangannya. Namun, pesawat 2 mengalami pitch moment positif akibat peningkatan sudut serang di titik yang sama, yang cenderung menjauhkan pesawat dari titik kesetimbangannya. Dapat disimpulkan bahwa untuk memiliki kestabilan statik matra longitudinal maka kurva momen pitch harus memiliki gradien negatif $C_{m\alpha} < 0$ [2].



Gambar 6 Gambaran gerak koefisien momen yaw

Berdasarkan Gambar 6 Dalam *static directional stability*, kestabilan terhadap sumbu Z dinilai berdasarkan kemampuan pesawat untuk kembali ke posisi kesetimbangannya setelah mengalami gangguan arah direksional. Jika pesawat mengalami sudut slip samping positif, pesawat pertama akan menghasilkan momen yaw yang mengembalikan pesawat ke kondisi kesetimbangan semula, sedangkan pesawat kedua akan menghasilkan momen yaw yang memperbesar sudut slip samping $C_{n\beta}$. Sehingga dapat disimpulkan bahwa syarat kestabilan statis direksional suatu pesawat apabila memiliki harga koefisien turunan $C_{n\beta} > 0$ [2].



Gambar 7 Gambaran koefisien momen roll

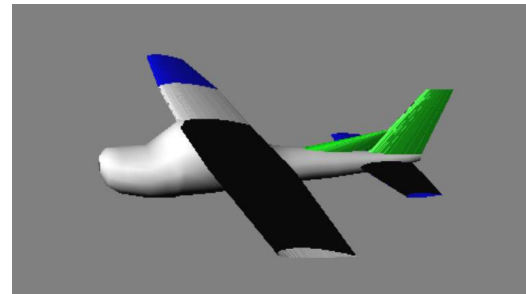
Berdasarkan Gambar 7 ketika pesawat mendapat gangguan pada arah direksional, sehingga memiliki sudut slip samping positif. Pesawat akan

menghasilkan momen roll yang akan menambah besar sudut slip samping (β). Sehingga dapat disimpulkan bahwa syarat kestabilan statis matra lateral suatu pesawat apabila memiliki koefisien turun C_l terhadap β negatif $C_{l\beta} < 0$ [2].

2.4 Software DATCOM

DATCOM merupakan singkatan dari DATA COMPendium, yaitu sebuah metode yang digunakan untuk memprediksi koefisien aerodinamika dan juga karakteristik kestabilan dari pesawat. Pada awalnya, DATCOM dikembangkan mulai tahun 1960-an oleh *McDonnell Douglas Astronautics Company* merupakan perusahaan dari Amerika yang mendapatkan kepercayaan dari USAF (*United State Air Force*) yang diwujudkan dalam bentuk buku.

Pada tahun 1978 dikembangkan kembali menjadi sebuah software yang dikenal sebagai Digital DATCOM. Kemudian, *Holycoms Inc.* menciptakan Digital DATCOM+ yang merupakan versi modifikasi dari Digital DATCOM yang memiliki fitur visualisasi seperti pada Gambar 8



Gambar 8 Model 3D output DATCOM

Pada umumnya DATCOM dapat memprediksi sifat aerodinamis fundamental dan turunan serta efek defleksi permukaan kontrol dan flap seperti $C_{m\alpha}$, $C_{L\alpha}$, $C_{D\alpha}$, C_{mq} , $C_{l\beta}$, C_{lp} , $C_{n\beta}$, $C_{y\beta}$, dan C_{nr} [11].

3. METODE PENELITIAN

3.1 Objek Penelitian

Penelitian ini menganalisis kestabilan statik longitudinal dan lateral-direksional pesawat Cessna 172N Skyhawk PK-SDQ milik Politeknik Negeri Bandung untuk melengkapi data yang belum tersedia di POLBAN. Cessna 172N adalah light aircraft bermesin tunggal yang diproduksi oleh Cessna Aircraft Company, dengan kapasitas 3 penumpang dan 1 pilot, sayap tetap, dan

penempatan sayap tinggi [12]. Diproduksi antara tahun 1977 dan 1978, pesawat ini menggunakan mesin 160 HP [13]. Gambar 9 menunjukkan pesawat Cessna 172N Skyhawk PK-SDQ milik POLBAN.

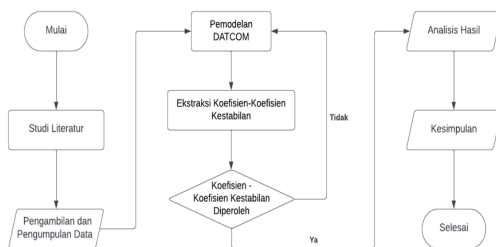


Gambar 9 Pesawat Cessna 172N Skyhawk PK-SDQ milik POLBAN

3.2 Metode Pelaksanaan

Metode pelaksanaan menggunakan simulasi dan analisis dimulai dengan pengumpulan data pesawat untuk simulasi menggunakan aplikasi DATCOM. Data yang dikumpulkan mencakup kondisi penerbangan, bentuk sayap, ekor horizontal, ekor vertikal, sirip ventral, badan pesawat, dan sintesis. Setelah simulasi selesai, tahap terakhir adalah menganalisis apakah pesawat stabil secara longitudinal dan lateral-direksional atau tidak.

3.3 Diagram Alur Penelitian



Gambar 10 Diagram alur penelitian

3.4 Input DATCOM

Tabel 1 hingga Tabel 3 merupakan data geometri dari pesawat Cessna 172N PK-SDQ yang diperoleh melalui pengukuran langsung serta berdasarkan data-data referensi.

Tabel 1 Flight Condition Cessna 172N

Number of Mach numbers	1.0
------------------------	-----

Values of freestream Mach number	0.16
Number of angles of attack	12.0
Values of angles of attack	-7.5, -5.0, -2.5, 0.00, 2.5, 5.0, 7.5, 10.0, 15.0, 17.0, 18.0, 19.5
Number of atmospheric conditions	1.0
Values of geometric altitude	1500

Tabel 2 Geometri Cessna 172N

Geometri	Wing	H. Tail	V. Tail	Fin
Tip Chord	1.13 m	0.77 m	0.65 m	0
Chord at Break Point	1.626 m	-	-	-
Root Chord	1.626 m	1.39m	1.39 m	2.14 m
Semi Span Outboard Panel	2.941 m	-	-	-
Semi Span Exposed Panel	4.75 m	1.50 m	1.30 m	0.64 m
Semi Span Theoretical Panel from Theoretical Root Chord	5.49 m	1.73 m	1.36 m	0.45 m

Tabel 3 Data koordinat Body

NX	20.0,
X	0.10, 0.26, 0.55, 0.67, 1.16, 1.53, 1.75, 1.88, 2.59, 3.09, 3.52, 3.95, 4.39, 4.85, 5.41, 5.87, 6.33, 6.79, 7.22, 7.57
R	0.17, 0.49, 0.55, 0.58, 0.64, 0.67, 0.71, 0.74, 0.75, 0.69, 0.63, 0.57, 0.52, 0.44, 0.38, 0.31, 0.25, 0.17, 0.12, 0.01
ZU	1.47, 1.60, 1.62, 1.63, 1.63, 1.89, 2.04, 2.15, 2.12, 2.04, 1.76, 1.57, 1.51, 1.50, 1.46, 1.42, 1.38, 1.35, 1.32, 1.29
ZL	1.14, 0.88, 0.72, 0.70, 0.61, 0.59, 0.59, 0.62, 0.66, 0.71, 0.75, 0.78, 0.83, 0.85, 0.88, 0.92, 0.97, 1.01, 1.09, 1.14

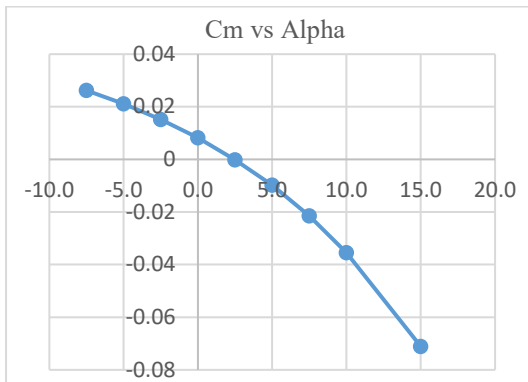
4. HASIL DAN PEMBAHASAN

4.1 Hasil Perhitungan DATCOM

Berdasarkan output dari Digital DATCOM, dilakukan perhitungan parameter aerodinamika untuk pesawat Cessna 172N Skyhawk PK-SDQ. Ini mencakup nilai kestabilan statik longitudinal dan lateral-direksional, yang kemudian disajikan dalam bentuk grafik menggunakan Microsoft Excel.

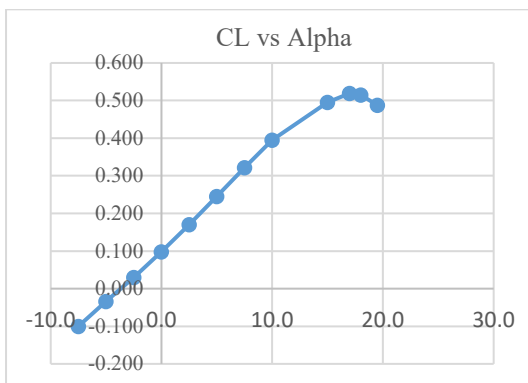
4.2 Analisa Kestabilan Statik Matra Longitudinal

Salah satu persyaratan yang paling penting untuk menentukan pesawat dapat dikatakan stabil statik matra longitudinal apabila memenuhi kriteria $C_{m_\alpha} < 0$. Pada Gambar 11 dapat terlihat bahwa kurva C_m terhadap α mengalami tren menurun yang mengindikasikan bahwa nilai C_{m_α} negatif.

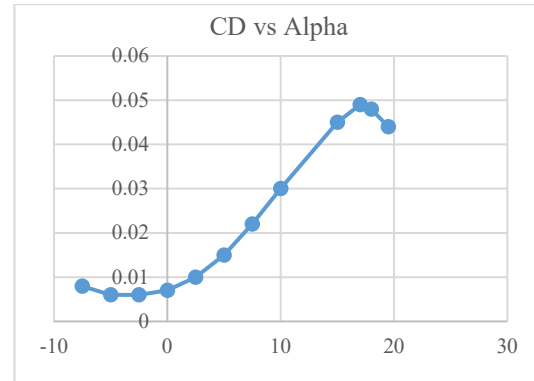


Gambar 11 Kurva C_m terhadap α

Kriteria kestabilan statik longitudinal lainnya apabila pesawat memenuhi $C_{L_\alpha} > 0$ dan $C_{D_\alpha} > 0$. Pada Gambar 12 dan Gambar 13 terlihat nilai C_{L_α} dan C_{D_α} meningkat seiring dengan sudut serang, meningkatkan gaya angkat dan gaya hambat. Namun, pada sudut serang di atas 17° nilai C_{L_α} dan C_{D_α} mencapai maksimum dan mengalami stall, sehingga tidak bertambah dan kemudian menurun.



Gambar 12 Kurva C_L terhadap α

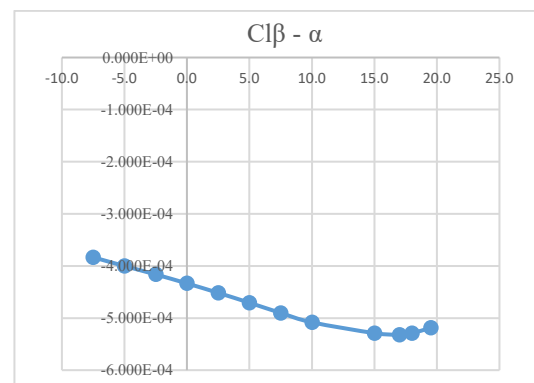


Gambar 13 Kurva C_D terhadap α

Data lainnya yang memenuhi kriteria yaitu nilai dari C_{m_q} **-0,02069** memenuhi kriteria $C_{m_q} < 0$. Dengan data-data tersebut secara keseluruhan pesawat Cessna 172N Skyhawk PK-SDQ dapat dinyatakan memiliki kestabilan statik pada matra longitudinal.

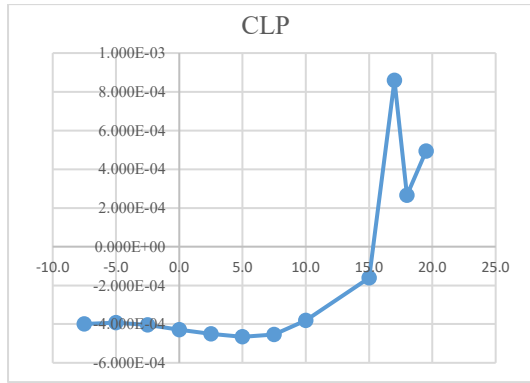
4.3 Analisa Kestabilan Statik Matra Lateral-Direksional

Pesawat dapat dikatakan stabil statik matra lateral-direksional apabila memenuhi kriteria $C_{l_\beta} < 0$, pada Gambar 14 terlihat bahwa nilai C_{l_β} yang dihasilkan adalah negatif. Maka berapapun nilai α terhadap C_{l_β} pesawat Cessna 172N Skyhawk PK-SDQ akan selalu dalam kategori stabil statik matra lateral-direksional.



Gambar 14 Kurva C_{l_β}

Kriteria lainnya yang memenuhi kriteria kestabilan statik matra lateral-direksional yaitu $C_{l_p} < 0$, nilai C_{l_p} pada Gambar 15 yang dihasilkan negatif, namun ketika alpha sudah mulai meningkat pada alpha di atas 15° , nilai C_{l_p} berubah dan menjadi tidak stabil pada alpha tersebut.



Gambar 15 Kurva C_{l_p}

Kriteria nilai kestabilan statik lainnya pada matra lateral-direksional yaitu $C_{n_\beta} > 0$. Pada Tabel 4 C_{n_β} yang seharusnya memiliki nilai positif, pada output DATCOM pesawat Cessna 172N Skyhawk PK-SDQ didapati nilai kestabilan statik C_{n_β} negatif.

Tabel 4 Referensi data HolyCows.Inc

C_{y_β}	C_{n_β}
-0,001807	-0,00001418

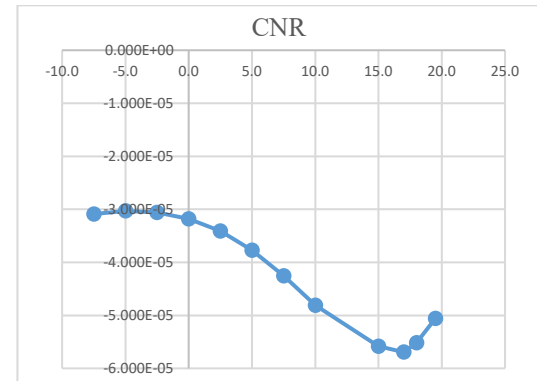
Ketidakkuratan data dapat disebabkan oleh pengukuran yang tidak tepat atau keterbatasan aplikasi simulasi DATCOM. Menurut referensi HolyCows.inc pada Tabel 5, hasil simulasi DATCOM untuk pesawat Cessna 172 menunjukkan nilai C_{n_β} negatif [14].

Tabel 5 Referensi data HolyCows.inc

	criteria		DATCOM	
	value	value	value	error
1/rad				
CL_α	4.6	5.4080	0.808	
C_{m_α}	-0.89	-0.6420	0.248	
C_{y_β}	-0.31	-0.2697	0.0403	
C_{n_β}	0.065	-0.0070	-0.071998	
Cl_β	-0.089	-0.2013	-0.1123	
CL_q	3.9	7.0260	3.126	
C_{m_q}	-12.4	-5.4980	6.902	
Cl_p	-0.47	-0.4748	-0.0048	
C_{y_p}	-0.037	-0.0463	-0.00927	
C_{n_p}	-0.03	-0.0108	0.0192	
C_{n_r}	-0.099	-0.0275	0.07154	
Cl_r	0.096	0.0299	-0.06607	

Pada Tabel 4 terdapat nilai C_{y_β} negatif, nilai tersebut memenuhi kriteria kestabilan pesawat statik matra lateral-direksional $C_{y_\beta} < 0$. Kemudian pada Gambar 16 terlihat bahwa nilai C_{n_r} yang dihasilkan negatif. Yang memiliki arti, nilai C_{n_r}

pada alpha berapapun akan menunjukkan nilai C_{n_r} negatif, sehingga kriteria $C_{n_r} < 0$ dapat terpenuhi.



Gambar 16 Kurva C_{n_r}

Dengan data-data keseluruhan pada matra lateral-direksional, nilai yang terdapat pada matra lateral-direksional menunjukkan bahwa pesawat tidak memenuhi kriteria kestabilan statik matra lateral-direksional, sehingga pesawat Cessna 172N Skyhawk PK-SDQ dapat disimpulkan tidak memiliki kestabilan statik matra lateral-direksional.

5. KESIMPULAN DAN SARAN

5.1 Kesimpulan

Dari analisa yang telah dipaparkan, dapat disimpulkan beberapa aspek mengenai stabilitas statis pesawat Cessna 172N Skyhawk PK-SDQ dalam matra longitudinal dan lateral-direksional:

1. Pesawat memenuhi syarat stabilitas statik matra longitudinal karena nilai C_{m_α} negatif dan nilai lainnya yang masuk ke dalam kriteria yaitu C_{L_α} dan C_{D_α} yang menghasilkan nilai positif. Nilai C_{L_α} dan C_{D_α} yang meningkat seiring meningkatnya sudut serang, hal ini akan menyebabkan gaya angkat dan gaya hambat yang semakin besar. Data-data yang masuk ke dalam kriteria menunjukkan bahwa pesawat Cessna 172N masuk kedalam kriteria kestabilan statik longitudinal.
2. Pada matra lateral-direksional pesawat Cessna 172N Skyhawk PK-SDQ tidak memiliki kestabilan statik matra lateral-direksional. Nilai dari C_{l_β} , C_{l_p} , C_{y_β} , dan C_{n_r} memenuhi kriteria kestabilan statik lateral-direksional, tetapi kriteria dari nilai $C_{n_\beta} > 0$ yang seharusnya terpenuhi, nilai C_{n_β} yang didapatkan menunjukkan hasil negatif, maka

kriteria tersebut tidak terpenuhi. Sehingga pesawat Cessna 172N Skyhawk PK-SDQ tidak memiliki kestabilan statik matra lateral-direksional.

5.2 Saran

Untuk lebih menyempurnakan hasil analisis dalam skripsi ini, diberikan beberapa saran sebagai berikut:

1. Lakukan pengukuran pada pesawat dengan lebih teliti agar data yang dihasilkan akan lebih akurat.
2. Berdasarkan hasil analisis menggunakan aplikasi DATCOM, terutama pada ketidaksesuaian nilai $C_{n\beta}$, saran yang dapat dipertimbangkan diantaranya verifikasi kembali input data yang dimasukkan untuk menghasilkan hasil yang lebih akurat.
3. Cek kembali input data yang dimasukkan apakah sudah benar sesuai yang dibutuhkan atau tidak.
4. Saat input DATCOM perhatikan detail kecil agar software tidak mengalami error.
5. Untuk penelitian selanjutnya, apabila ingin mengembangkan penelitian ini, dapat mengumpulkan informasi-informasi yang relevan terlebih dahulu, cek kembali hasil input data untuk menghasilkan output yang lebih akurat. Serta pahami apa yang akan dilakukan, agar mempermudah dalam pengerjaan dan saat menganalisis.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] L. Wang, N. Zhang, H. Liu, and T. Yue, "Stability characteristics and airworthiness requirements of blended wing body aircraft with podded engines," *Chinese J. Aeronaut.*, vol. 35, no. 6, pp. 77–86, 2022, doi: 10.1016/j.cja.2021.09.002.
- [2] Y. I. Jenie and H. Muhammad, "Flight Dynamics," in *Diktat Kuliah Dinamika Terbang Pesawat Udara*, Institut Teknologi Bandung, 2011, ch. 7, pp. 1–11.
- [3] E. Team, "The 15 Most Produced Aircraft of All Time," Aero Corner.
- [4] A. Trainning, "6 Common trainer aircraft used in flight schools," Oxford Saudia Flight Academy.
- [5] R. Asrori, "Analisis kestabilan statik pesawat uav ssu-1.2," Sekolah Tinggi Teknologi Adisutjipto Yogyakarta, 2015.
- [6] P. Windayani and H. Hartono, "Analisis Kestabilan Statik Matra Longitudinal Platform UAV Kolibri 08-V2," *Sainstech J. Penelit. dan Pengkaj. Sains dan Teknol.*, vol. 30, no. 2, pp. 67–74, 2021, doi: 10.37277/stch.v30i2.824.
- [7] V. Obiora, I. A. Ezenugu, O. ValentineT, and E. Isaac, "Stability Analysis and Controller Design for the Roll Angle Control of an Aircraft," *Artic. Int. J. Adv. Eng. Sci. Appl. Math.*, vol. 9, no. September 2016, pp. 435–442, 2016.
- [8] NASA, "The Axes of Flight."
- [9] Z. Angeline Rerung, E. Sofyan, and F. Setiawan, "Analisis Kestabilan Statik Dan Dinamik Pada Pesawat Lsu-05 Ng (Lapan Surveillance Uav 05 New Generation) Dengan Menggunakan Perangkat Lunak Xflr5," *Tek. STTKD J. Tek. Elektron. Engine*, vol. 6, no. 2, pp. 76–83, 2020, doi: 10.56521/teknika.v6i2.215.
- [10] R. C. Nelson, *Flight Stability and Automatic Control*, SECOND. Singapore: The McGraw-Hill Companies, Inc., 1998.
- [11] S. Louis and W. a I. R. F. Base, "THE USAF STABILITY AND CONTROL DATCOM Volume I, Users Manual McDonnell Douglas Astronautics Company St. Louis Division Public Domain Aeronautical Software," vol. I, no. December, 1999.
- [12] D. C. Dewi, "Rancang Bangun Alat Bantu Praktik Weight and Balance untuk Pesawat Cessna 172N," no. 0, pp. 1–23, 2022.
- [13] T. Aviation, "Spesification Cessna 172," 2024.
- [14] B. Galbraith, "Between Datcom and Published Data," p. 16, 2011.