

OPTIMASI PERFORMA TERBANG DENGAN VARIASI SUDUT SERANG PADA PESAWAT LSU-05 NG

FLIGHT PERFORMANCE OPTIMIZATION THROUGH ANGLE OF ATTACK VARIATION ON LSU-05 NG AIRCRAFT

Eries Bagita Jayanti, Novita Atmasari, Prasetyo Ardi PS, Ardian Rizaldi, Kurnia Hidayat,
Angga Septiyana, Mohamad Luthfi R, Redha Akbar R
Pusat Teknologi Penerbangan, LAPAN
eries.bagita@lapan.go.id

Abstrak

Pesawat LSU-05 NG merupakan generasi terbaru dari pesawat LSU-05, salah satu pesawat tanpa awak yang sedang berkembang di industri penerbangan. Pesawat ini memiliki dua misi utama yaitu misi pemantauan dan foto udara. Dengan misi-misi tersebut, pesawat LSU-05 NG harus memiliki performa terbang yang baik. Performa terbang dipengaruhi oleh beberapa karakteristik aerodinamika seperti koefisien *lift* (CL), koefisien *drag* (CD) dan rasio L/D. Pada penelitian ini dilakukan pengoptimasian performa terbang dengan memvariasikan sudut serang (α) untuk meningkatkan efisiensi aerodinamika pesawat LSU-05 NG. Metode yang dilakukan adalah simulasi dengan menggunakan software DATCOM. Hasil penelitian menunjukkan bahwa efisiensi aerodinamika pesawat LSU-05 NG akan maksimal pada sudut serang (α) sebesar 1° .

Kata kunci: Performa, Efisiensi, Aerodinamika, Pesawat Terbang, Optimasi.

Abstract

The LSU-05 NG is the latest generation of the LSU-05 aircraft, one of the developed unmanned aircraft in the aviation industry. This aircraft has two main missions, namely monitoring and aerial photography. With these missions, LSU-05 NG aircraft must have good flight performance. Flight performance is influenced by several aerodynamic characteristics such as lift coefficient (CL), drag coefficient (CD) and L / D ratio. In this study, optimization of flight performance was carried out by varying the angle of attack (α) to improve the aerodynamic efficiency of the LSU-05 NG aircraft. The method used is a simulation using DATCOM software. The results showed that the aerodynamic efficiency of LSU-05 NG aircraft would be maximum at angle of attack (α) of 1° .

Keywords: Performance, Efficiency, Aerodynamic, Aircraft, Optimization

1. PENDAHULUAN

Pesawat tanpa awak merupakan pesawat yang dikendalikan dari jarak jauh. Pesawat jenis ini dapat dikendalikan secara manual ataupun secara otomatis melalui sistem autopilot yang sudah diprogram. Sistem autopilot standar yang digunakan di pesawat tanpa awak antara lain adalah sistem navigasi, penjaga sikap, pengatur ketinggian terbang dan *ground tracking* secara otomatis [1]. Pesawat tanpa awak yang digunakan dalam bidang militer biasanya memiliki sistem autopilot yang lebih handal daripada pesawat tanpa awak yang digunakan di bidang sipil. Pesawat tanpa awak yang saat ini ramai dikembangkan oleh industri penerbangan umumnya memiliki misi untuk pemotretan udara atau pemetaan wilayah.

Sebagai pusat unggulan ilmu pengetahuan dan teknologi di bidang penerbangan, Pusat Teknologi Penerbangan - LAPAN juga ikut andil dalam pengembangan pesawat tanpa awak. Salah satu pesawat terbang tanpa awak yang sedang dikembangkan adalah LAPAN *Surveillance* UAV 05 NG atau yang disingkat LSU-05 NG. Pesawat ini merupakan pengembangan dari pesawat LSU-05 sebelumnya

dengan modifikasi dari segi struktur pesawat, propulsi, avionik dan aerodinamika. LSU-05 NG merupakan pesawat *twin tail boom* dengan tipe *engine pusher*. Pesawat ini dirancang untuk mengangkut muatan dengan berbagai misi diantaranya pemantauan dan foto udara. Pesawat LSU-05 NG dirancang untuk dapat melakukan terbang jelajah sejauh 200 km dengan kecepatan operasional sesuai DRO (*Design, Requirement and Objective*) yaitu 30 m/s.

Pesawat LSU-05 NG harus memiliki performa terbang yang baik dan handal untuk menjalankan misinya. Kinerja atau performa terbang pesawat bergantung pada daya mesin (*power*) yang digunakan, berat pesawat, efisiensi aerodinamika yang dihasilkan geometri pesawat dan kemampuan untuk bermanuver. Secara sederhana kinerja atau performa pesawat terbang dapat dihitung dari parameter gaya dorong (*thrust*), gaya hambat (*drag*), gaya angkat (*lift*) dan berat pesawat (*weight*). Efisiensi aerodinamika pesawat dapat diamati dari nilai koefisien *lift* (CL), koefisien *drag* (CD) dan rasio L/D [2].

Pada penelitian ini dilakukan analisis performa terbang melalui pengamatan terhadap koefisien *lift*, koefisien *drag* dan rasio L/D. Tujuan dari penelitian ini adalah untuk mengoptimasi performa terbang pesawat LSU-05 NG dengan memberikan rekomendasi sudut serang pada kondisi terbang cruise. Penelitian ini merupakan tahap awal dari rangkaian modifikasi LSU-05 NG. Pada tahap ini dilakukan analisis aerodinamika pesawat LSU-05NG secara sederhana dengan software yang dapat mengestimasi nilai-nilai koefisien aerodinamika secara cepat dan ekonomis. Untuk memenuhi hal tersebut dipilih Software DATCOM. Untuk tahap selanjutnya akan dilakukan analisis yang lebih mendalam menggunakan metode ataupun software yang lebih handal.

Penelitian terkait pengamatan pengaruh sudut serang terhadap rasio L/D sudah dilakukan oleh beberapa peneliti, salah satunya adalah Muhammad Agung Bramantya dan tim yang meneliti tentang pengaruh penambahan sudut *swept* dan sudut *incidence* pada sayap pesawat tanpa awak terhadap nilai *lift force* dan *drag force* menggunakan metode simulasi komputasi dinamika. Penelitian ini juga membahas tentang *Lift to drag ratio* pada pesawat tanpa awak. Misi pemantauan memerlukan nilai *lift to drag ratio* (L/D) yang tinggi, hal ini dapat dicapai jika pesawat menghasilkan *lift force* yang besar dan *drag force* yang kecil. Nilai L/D yang tinggi akan menyebabkan pesawat dapat terbang dengan lebih efisien [3].

Penelitian lain juga telah dilakukan oleh N Anton bersama tim, yaitu tentang penggunaan metode Datcom untuk menentukan estimasi turunan kestabilan berdasarkan data geometri pesawat. Penelitian N Anton menggunakan objek pesawat Hawker 800 XP. Data turunan kestabilan yang diperoleh dari Datcom selanjutnya diaplikasikan pada suatu simulator untuk mengetahui performa pesawat [4].

Rania Quraishi bersama tim juga telah melakukan penelitian terkait penggunaan Datcom, yakni tentang analisa aerodinamik dan kestabilan pesawat berawak ringan. Obyek yang digunakan dalam penelitian adalah pesawat Safat01 yaitu pesawat dengan berat 680 kg, single engine, dan menggunakan airfoil USA 35B untuk sayapnya. Rania Quraishi menganalisa hasil koefisien *lift*, koefisien *drag*, serta *moment pitch* untuk menentukan kestabilan longitudinal pesawat [5]. Metode Datcom dipilih untuk penelitiannya karena dapat menghemat waktu dan biaya, serta hasil yang mendekati dengan pengujian *wind tunnel* serta memberikan level akurasi yang dapat diterima [6].

Penelitian lain dengan menggunakan obyek yang berbeda juga dilakukan oleh Valery Razgonyaev beserta timnya yang menggunakan Datcom dan APAS untuk melakukan estimasi parameter aerodinamika pesawat XB-70. Valery Razgonyaev menggunakan metode estimasi aerodinamika untuk menunjukkan keterkaitan antara konfigurasi geometri pesawat dengan karakteristik kestabilan dan kendali pesawat tersebut. Hasil keakuratan dari penelitiannya dikomparasi dengan pengujian *wind tunnel* dan data hasil uji terbang pesawat XB-70. Penelitian dilakukan pada pendekatan kondisi subsonik dan tiga kondisi supersonik. Hasil penelitian Valery Razgonyaev menunjukkan bahwa DATCOM dan APAS baik untuk digunakan dalam prediksi turunan kestabilan dan kendali lateral-direksional serta cukup baik untuk estimasi momen *pitch* dan momen *yaw* karena pengaruh defleksi *flap* [7].

2. KONSEP DASAR MEKANIKA TERBANG

2.1. Keseimbangan Gaya Pesawat Udara

Gerakan pesawat di udara bergantung pada besaran dan arah gaya yang bekerja. Terdapat 4 macam gaya yang terjadi pada pesawat ketika terbang yaitu gaya berat, gaya dorong, gaya angkat dan gaya hambat. Gaya berat pada pesawat ditentukan berdasarkan ukuran dan material yang digunakan untuk konstruksi pesawat, serta muatan dan bahan bakar yang dibawa pesawat. Gaya berat selalu mengarah menuju pusat bumi. Gaya dorong ditentukan berdasarkan ukuran dan tipe dari sistem propulsi yang digunakan oleh pesawat serta pengaturan *throttle* oleh pilot. Normalnya, gaya dorong mengarah sepanjang *center-line* dari pesawat. Gaya angkat dan gaya hambat adalah gaya - gaya aerodinamika yang bergantung pada bentuk dan ukuran pesawat, kondisi udara dan kecepatan terbang. Gaya angkat mengarah secara tegak lurus terhadap jalur terbang. Sedangkan gaya hambat mengarah sejajar terhadap jalur terbang [8].

Karena gaya angkat dan gaya hambat merupakan gaya aerodinamika, rasio dari gaya angkat terhadap gaya hambat dapat mengindikasikan efisiensi aerodinamika pesawat. Ahli aerodinamika menyebut rasio gaya angkat terhadap gaya hambat sebagai rasio L/D. Pesawat akan memiliki rasio L/D tinggi apabila pesawat tersebut dapat memproduksi gaya angkat yang besar dan gaya hambat yang kecil.

Pada kondisi terbang jelajah (*cruise*), terjadi keseimbangan antara gaya angkat dan gaya berat. Pesawat yang mampu menghasilkan gaya angkat yang tinggi dapat memanfaatkannya untuk membawa muatan yang berat. Pada kondisi *cruise* juga terjadi keseimbangan antara gaya dorong dengan gaya hambat. Pesawat dirancang untuk memiliki gaya hambat yang serendah mungkin, sehingga gaya dorong yang dibutuhkan saat *cruise* menjadi rendah pula.

Gaya dorong diproduksi dengan membakar bahan bakar pada mesin. Semakin besar bahan bakar yang dikonsumsi, maka gaya dorong semakin tinggi. Idealnya pesawat memiliki konsumsi bahan bakar yang rendah sehingga pesawat dapat terbang tinggi dalam waktu yang lama atau pesawat dapat terbang dengan misi yang panjang. Dari sisi aerodinamika, pesawat harus memiliki rasio L/D yang tinggi agar dapat membawa *payload* yang besar untuk waktu yang lama dan jarak yang panjang [8].

Persamaan untuk menentukan gaya angkat adalah sebagai berikut:

$$L = 0.5 \times Cl \times r \times V^2 \times A \quad (1)$$

Sedangkan persamaan untuk gaya hambat adalah sebagai berikut:

$$D = 0.5 \times Cd \times r \times V^2 \times A \quad (2)$$

Dari dua persamaan tersebut didapatkan:

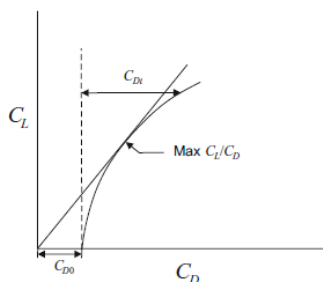
$$L/D = Cl/Cd \quad (3)$$

dimana:

- L : *Lift* (Gaya angkat)
- Cl : Koefisien *Lift* (Koefisien Gaya angkat)
- r : Densitas udara
- V : Kecepatan
- A : Luas Sayap
- D : *Drag* (Gaya hambat)
- Cd : Koefisien *Drag* (Koefisien Gaya hambat)

2.2. Performa Aerodinamika Pesawat

Dalam menganalisis performa aerodinamika pesawat, terdapat satu konsep penting yang disebut *drag polar*. Istilah ini diperkenalkan oleh Eiffel, dimana kurva dari CL diplot terhadap CD. *Drag polar* ditampilkan dalam bentuk parabola dan mendefinisikan gaya hambat minimum, CD_0 atau gaya hambat yang tidak berkontribusi terhadap gaya angkat. Garis yang diambil dari titik asal dan bersinggungan dengan kutub, akan memberikan rasio L/D yang minimum. Kebalikan dari rasio ini adalah garis singgung dari sudut luncuran *power-off*. Gaya hambat yang timbul akibat meningkatnya gaya angkat atau gaya hambat terinduksi ditunjukkan pada *drag polar* [1].



Gambar 1. Aircraft Polar [1]

Sudut serang adalah sudut antara sayap pesawat dan udara yang mendekat. Jika sudut serang terlalu besar, sayap akan mengalami *stall* dan kehilangan gaya angkat. Jika pilot gagal untuk mengenali dan memperbaiki situasi, *stall* dapat menyebabkan pesawat kehilangan kendali dan mengalami kehilangan ketinggian secara tiba-tiba [9].

Secara umum pesawat terbang jelajah (*cruise*) pada sudut serang rendah. LSU05-NG juga diatur untuk terbang jelajah (*cruise*) pada sudut serang 0° . Nilai koefisien gaya angkat LSU05-NG pada sudut serang 0° adalah 0.646 sedangkan nilai koefisien gaya hambatnya adalah 0.036. Dari nilai tersebut didapatkan rasio L/D pada kondisi jelajah (*cruise*) adalah 17.94. Rasio L/D ini adalah parameter utama untuk menentukan efisiensi aerodinamika. Pada penelitian ini, efisiensi aerodinamika dioptimisasi dengan memvariasikan sudut serang [10].

Sudut serang dan gaya dorong yang bervariasi untuk memberikan gaya angkat total (termasuk *load factor*) dan percepatan longitudinal bergantung pada gerakan *maneuver* yang dilakukan pesawat (*cruise*, *climb*, *accelerate*, *turn* dll). Sudut serang dan gaya angkat dibatasi oleh gaya angkat maksimum yang tersedia. Level gaya dorong dibatasi oleh gaya dorong yang tersedia, seperti yang diperoleh dari data gaya dorong dari mesin terhadap ketinggian dan kecepatan (Mach Number) [11].

2.3. Penggunaan Digital DATCOM pada tahap Desain Awal Pesawat

Pada proses desain awal, estimasi terkait kestabilan aerodinamika dan karakteristik kendali seringkali dibutuhkan. Pengembangan program komputer digital DATCOM merupakan bentuk pendekatan untuk estimasi yang cepat dan ekonomis dalam menghitung kestabilan dan karakteristik kendali. Digital DATCOM dapat digunakan untuk menghitung kestabilan statik, gaya angkat maksimal, perangkat kendali dan karakteristik turunan dinamika [12].

Parameter masukan pada Datcom terdiri dari FLTCON, OPTINS, SYNTHS, BODY, WGPLNF, HTPLNF, dan VTPLNF. FLTCON mendefinisikan hal-hal terkait dengan kondisi terbang seperti nomor mach, ketinggian dan sudut serang (*angle of attack*). OPTINS mendefinisikan hal-hal terkait dengan *reference parameters*, SYNTHS (*synthesis*) sangat penting karena ini mengatur lokasi c.g. Semua perhitungan *horizontal* diambil dari *nose* pesawat. Semua perhitungan *vertical* diambil dari *reference line* yang ditempatkan pada *center* dari pesawat. BODY menjelaskan data-data terkait geometri *body* pesawat. WGPLNF mendefinisikan *wing planform*, seperti *span*, *root chord*, *tip chord*, sudut *sweep*, sudut *twist*, *chord stat*, *dihedral* dan tipe *wing* pesawat. HTPLNF mewakili *horizontal tail* yang dideskripsikan dengan variabel yang sama pada *wing planform*, begitu pula dengan VTPLNF yang mewakili *vertical tail*.

3. PARAMETER SIMULASI

Input simulasi Datcom diambil dari data geometri Pesawat LSU-05 NG sebagai obyek penelitian yang dibahas di paper ini. Pesawat LSU-05 NG memiliki tampak isometris seperti gambar berikut [13]:



Gambar 2. Tampak Isometrik Pesawat LSU-05 NG [13]

Kondisi terbang yang digunakan dalam penelitian adalah kondisi terbang jelajah (*cruise*) dengan data sebagai berikut:

- Ketinggian terbang : 1000 feet atau 304.8 m
- Kecepatan terbang : 29.84 m/s

Variasi sudut serang yang digunakan adalah -5° , -2.5° , -0.5° , 0° , 0.5° , 1° , 1.5° , 2.5° , dan 5° . Jarak *nose* pesawat hingga *center of gravity* adalah 1.57 m. Sayap pada pesawat LSU-05 NG menggunakan *airfoil* fx76mp160-il [14]. Data geometri sayap LSU-05 NG ditunjukkan dalam tabel berikut:

Tabel 1. Ukuran Sayap LSU-05 NG [15]

Geometri	Ukuran
Luas Sayap	3.22 m ²
<i>Aspect ratio</i>	9.16 m
<i>Span sayap</i>	5.5 m
<i>Taper ratio</i>	0.6
<i>Swept angle</i>	0°
<i>Dihedral angle</i>	0°
<i>Twist angle</i>	0°
<i>Root chord</i>	0.73 m
<i>Tip chord</i>	0.44 m

Pesawat LSU05 NG menggunakan *tail* bertipe *twin boom* yaitu batang ekor kembar yang terpasang pada sayap. Terdapat 2 *vertical tail* dan 1 *horizontal tail*. *Horizontal tail* dan *Vertical tail* menggunakan *airfoil* NACA 0012. Geometri *tail* LSU05 NG adalah sebagai berikut:

Tabel 2. Horizontal Tail Plane (HTP) [16]

Geometri	Ukuran
Luas HTP	0.6603 m ²
<i>Span HTP</i>	1.50 m
<i>Aspect ratio</i>	3.4 m
<i>Taper ratio</i>	1
<i>Root chord</i>	0.440 m
<i>Tip chord</i>	0.440 m
<i>Mean Aerodynamic Chord</i>	0.440
<i>Sweepback ¼ chord</i>	0
<i>Sweepback Leading Edge</i>	0

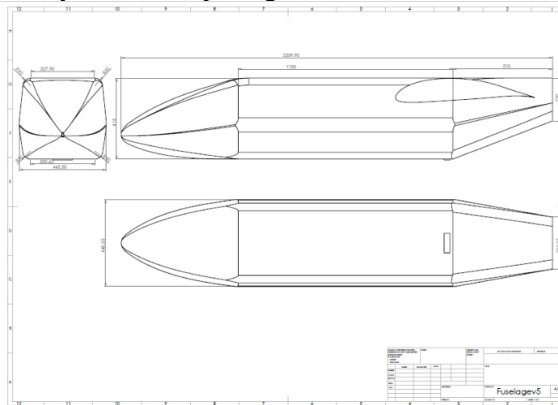
Tabel 3. Vertical Tail Plane (VTP) [16]

Geometri	Ukuran
Luas VTP	0.1610 m ²
Span VTP	0.5 m
Aspect ratio	1.6 m
Taper ratio	0.46
Root chord	0.440 m
Tip chord	0.204 m
Mean Aerodynamic Chord	0.336
Sweepback $\frac{1}{4}$ chord	40
Sweepback Leading Edge	37

4. HASIL DAN PEMBAHASAN

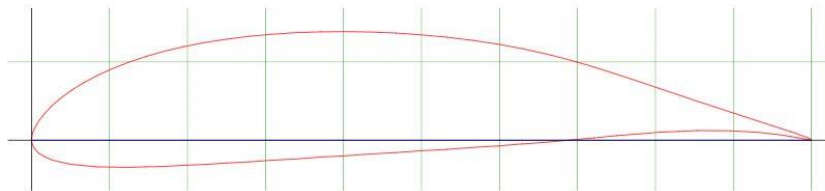
4.1. Pemodelan Pesawat menggunakan DATCOM

Pada bab ini akan dijelaskan masing-masing dari bagian pesawat yang akan dimodelkan. *Fuselage* dari pesawat LSU-05 NG, bentuknya adalah seperti gambar dibawah ini [17]:



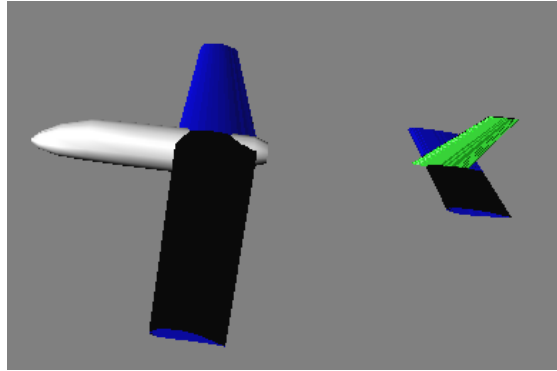
Gambar 3. Tampak 3 dimensi fuselage LSU-05 NG [17]

Selanjutnya adalah terkait *wing* pada pesawat LSU-05 NG. Airfoil yang digunakan pada *wing* adalah fx76mp160-il [14]. Geometri airfoil fx76mp160-il tampak pada gambar berikut ini [18]:



Gambar 4. Geometri airfoil fx76mp160-il [18]

Hasil running pada DATCOM menunjukkan visualisasi pesawat LSU-05 NG sebagai berikut:



Gambar 5. Konfigurasi penuh pesawat LSU-05 NG pada Datcom

Pada gambar di atas, pesawat LSU-05 NG tidak memiliki *tail boom* serta hanya memiliki satu *vertical tail*. Hal ini disebabkan keterbatasan *software* Datcom yang hanya bisa mensimulasikan pesawat dengan konfigurasi konvensional. Perbedaan *vertical tail* ini tidak berpengaruh terhadap koefisien gaya angkat namun berkontribusi pada gaya hambat tidak bisa diabaikan. Untuk menghitung gaya hambat yang sebenarnya maka gaya hambat yang dihasilkan dari *vertical tail* perlu dikalikan dua.

4.2. Hasil Simulasi dengan DATCOM

Hasil perhitungan pemodelan LSU-05 NG dengan DATCOM memiliki berbagai macam data keluaran, seperti data *fuselage*, *wing*, horizontal tail plane (HTP) dan vertical tail plane (VTP). Berikut merupakan hasil keluaran koefisien *lift* (CL), koefisien *drag* (CD) dan CL/CD pada masing-masing bagian pesawat:

Tabel 4. CL pada Masing-Masing Bagian Pesawat

Sudut serang	<i>Fuselage</i>	<i>Wing</i>	HTP	VTP	ALL	ALL+VTP
-5	-0.007	0.178	-0.06	0	0.123	0.123
-2.5	-0.004	0.392	-0.03		0.38	0.38
-0.5	-0.001	0.568	-0.006		0.592	0.592
0	0	0.612	0		0.646	0.646
0.5	0	0.657	0.006		0.701	0.701
1	0.001	0.702	0.012		0.755	0.755
1.5	0.002	0.747	0.018		0.81	0.81
2.5	0.003	0.838	0.03		0.919	0.919
5	0.006	1.056	0.06		1.182	1.182

Dapat diamati dari tabel 4 bahwa koefisien *lift* pada masing-masing bagian pesawat mengalami peningkatan dari sudut serang terkecil ke terbesar. Pada sudut serang 0 derajat, CL pada *fuselage*, HTP dan VTP justru bernilai 0 atau bisa dikatakan tidak menghasilkan *lift*. Nilai CL pada sudut serang 0 kolom “all+VTP” adalah data yang digunakan dalam penelitian ini. Begitu pula dengan data nilai CD, dan CL/CD yang akan ditunjukkan pada tabel selanjutnya. Hal ini dikarenakan konfigurasi pesawat LSU05 NG memiliki dua VTP sehingga diperlukan hasil simulasi konfigurasi penuh ditambahkan dengan nilai pada VTP. Berlaku pula untuk nilai CD dan nilai CL/CD.

Tabel 5. CD pada Masing-Masing Bagian Pesawat

Sudut serang	<i>Fuselage</i>	<i>Wing</i>	HTP	VTP	ALL	ALL+VTP
-5	0.005	0.012	0.004	0.001	0.024	0.025
-2.5	0.005	0.018	0.003		0.027	0.028
-0.5	0.004	0.025	0.002		0.033	0.034

0	0.004	0.027	0.002		0.035	0.036
0.5	0.004	0.03	0.002		0.038	0.039
1	0.004	0.033	0.002		0.04	0.041
1.5	0.004	0.035	0.002		0.043	0.044
2.5	0.005	0.042	0.003		0.05	0.051
5	0.005	0.06	0.004		0.07	0.071

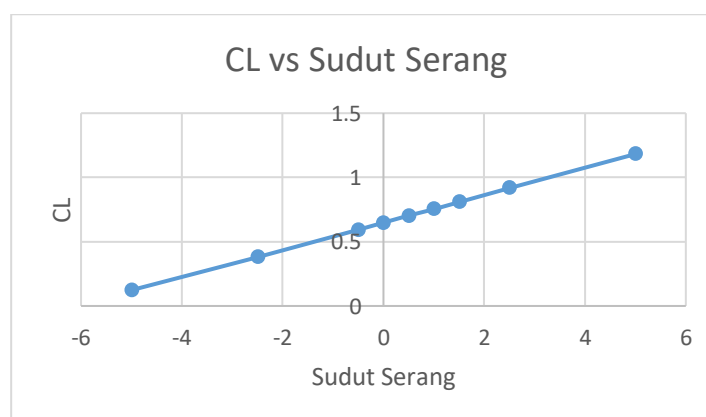
Semakin besar sudut serang maka semakin besar pula koefisien *drag*. Pada sudut serang 0° masing-masing bagian pesawat memiliki *drag*. Hal ini berbeda dengan hasil pada keluaran *lift* tabel 4 yang dimana pada sudut serang 0° *fuselage*, HTP dan VTP justru bernilai 0.

Tabel 6. CL/CD pada Masing-Masing Bagian Pesawat

Sudut serang	<i>Fuselage</i>	<i>Wing</i>	HTP	VTP	ALL	ALL+VTP
-5	-1.4	14.83	-15	0	5.125	4.92
-2.5	-0.8	21.78	-10		14.1	13.57
-0.5	-0.25	22.72	-3		17.93	17.41
0	0	22.67	0		18.46	17.94
0.5	0	21.9	3		18.45	17.97
1	0.25	21.27	6		18.9	18.41
1.5	0.5	21.34	9		18.8	18.40
2.5	0.6	19.9	10		18.4	18.02
5	1.2	17.6	15		16.9	16.65

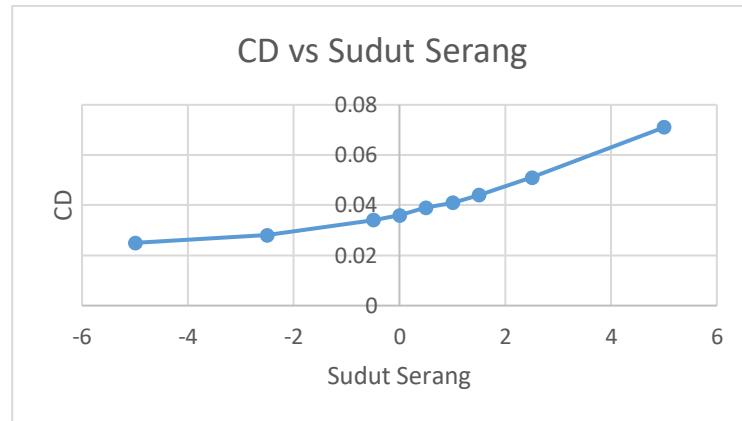
Pada VTP tidak ada nilai CL/CD yang dihasilkan. Hal ini dikarenakan VTP tidak memiliki *lift*. *Wing* atau sayap memiliki nilai CL/CD yang mayoritas besar dibanding bagian-bagian lain karena sayap didesain untuk menghasilkan *lift* sehingga *lift*-nya tinggi. Geometri pada *wing* memiliki efek yang besar pada jumlah gaya angkat yang dihasilkan. Bentuk airfoil dan ukuran *wing* mempengaruhi jumlah gaya angkat [19].

Dari hasil perhitungan dengan menggunakan DATCOM akan ditampilkan kurva CL, CD, dan CL/CD terhadap sudut serang untuk konfigurasi penuh yaitu sebagai berikut:



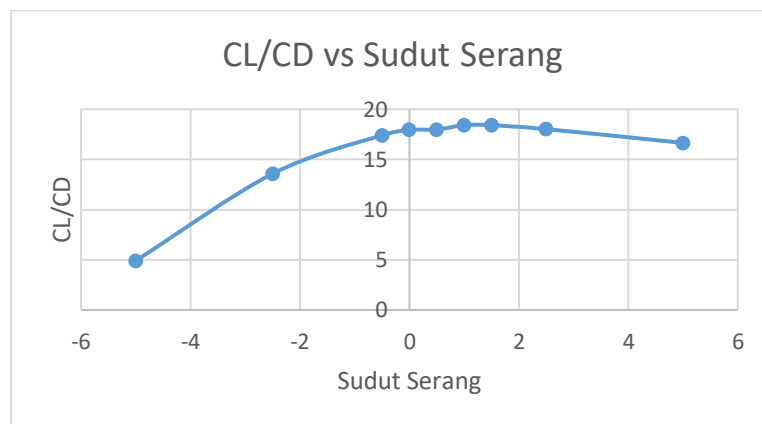
Gambar 6. Kurva CL berkorelasi dengan sudut serang

Pada grafik koefisien *lift*, gambar 6, dapat dilihat bahwa kecenderungan karakteristik koefisien gaya angkat yang terjadi sudah sesuai, artinya koefisien gaya angkat meningkat akibat bertambahnya atau dengan adanya perubahan sudut serang. Pada sudut serang 0 derajat koefisien gaya angkat menunjukkan nilai 0.646, artinya pesawat sudah memiliki gaya angkat pada kondisi sudut serang 0° . Pada rentang sudut serang yang diamati yaitu hingga 5° , gaya angkat masih terus meningkat sehingga pada sudut tersebut dapat dikatakan pesawat belum mengalami *stall*.



Gambar 7. Kurva CD berkorelasi terhadap sudut serang

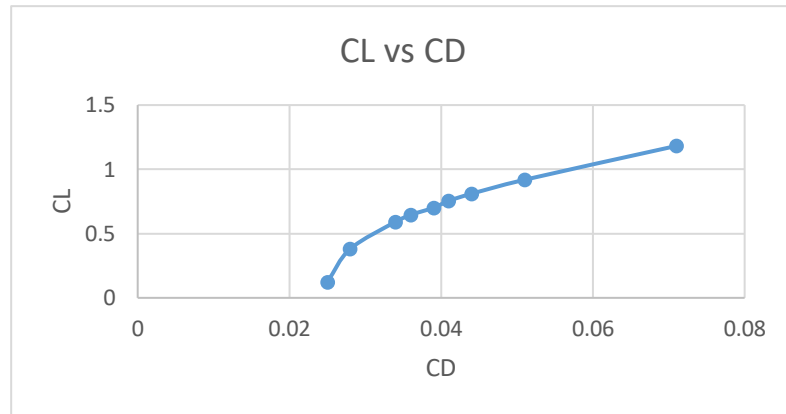
Grafik koefisien *drag* pada gambar 7, menunjukkan bahwa koefisien *drag* pada sudut serang nol adalah sebesar 0.036. Pada rentang sudut serang -5° hingga 5° , koefisien *drag* semakin besar.



Gambar 8. CL/CD berkorelasi dengan sudut serang

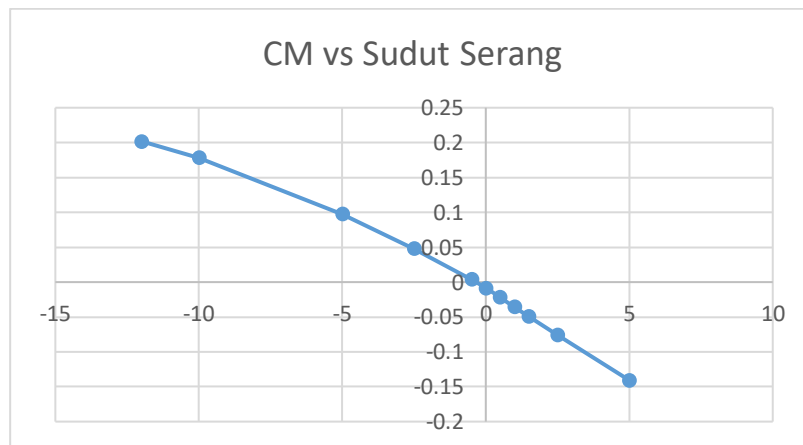
Pada sudut serang absolut yang kecil, nilai gaya hambat minimal namun gaya angkat juga kecil. Semakin besar sudut serang maka gaya angkat bertambah namun gaya hambat juga akan bertambah. Penambahan gaya angkat cenderung linear terhadap sudut serang, sedangkan gaya hambat meningkat secara kuadratik sehingga pada sudut serang yang tinggi nilai CL/CD berkurang. Berdasarkan grafik pada gambar 8, nilai rasio CL/CD maksimum pada sudut serang 1° dengan nilai sebesar 18.4146. Sehingga dengan nilai maksimum tersebut pada sudut serang 1° , pesawat dapat terbang dengan lebih efisien [3].

Selanjutnya akan ditampilkan kurva koefisien gaya hambat (CD) vs koefisien gaya angkat (CL) dalam gambar 9:



Gambar 9. Kurva drag polar LSU05-NG

Pada grafik di atas, dapat diketahui bahwa nilai CD minimal adalah 0.025 dengan nilai CL 0.123. Seiring dengan peningkatan CL maka nilai CD akan bertambah. Dengan kata lain gaya hambat akan bertambah seiring dengan penambahan gaya angkat. Gaya hambat yang diakibatkan oleh penambahan gaya angkat disebut dengan gaya hambat imbas [20].

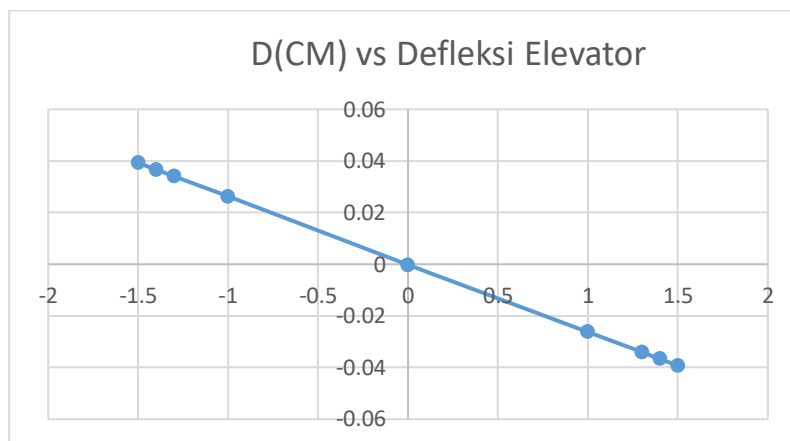


Gambar 10. Kurva CM terhadap sudut serang

Pada grafik CM (koefisien *pitching moment*) tersebut didapatkan nilai CM ketika sudut serang 0° yang digunakan untuk menentukan sudut defleksi elevator. Sudut defleksi elevator (δ_e) untuk mencapai sudut serang (α) sebesar 1° dapat dihitung menggunakan persamaan berikut [21]:

$$-Cm_0 = Cm_\alpha \alpha + \Delta Cm_{\delta_e} \delta_e \quad (4)$$

Dimana nilai Cm_0 sebesar -0.0085 dan Cm_α sebesar -0.02675. Sehingga didapatkan nilai $\Delta Cm_{\delta_e} \delta_e$ sebesar 0.03525. Nilai $\Delta Cm_{\delta_e} \delta_e$ adalah nilai D (CM) pada hasil perhitungan DATCOM, yaitu ketika elevator berdefleksi pada sudut 1.3° . Sehingga pesawat memiliki performansi yang optimal atau mencapai sudut serang 1° pada sudut defleksi elevator tersebut. D (CM) terhadap sudut defleksi elevator ditunjukkan pada grafik di bawah ini:



Gambar 11. Kurva $\Delta C_{m_{\delta_e}}$ terhadap δ_e

Pada DATCOM saat sudut defleksi elevator bernilai negatif, berarti elevator sedang berdefleksi keatas. Sedangkan saat nilainya positif, elevator sedang berdefleksi kebawah. Sehingga saat nilai D (CM) sebesar 0.03525. Grafik menunjukkan bahwa nilai tersebut terletak sekitar -1.3° atau bisa dikatakan elevator berdefleksi keatas sebesar 1.3° .

5. KESIMPULAN

Berdasarkan perhitungan yang telah dilakukan menggunakan software Datcom untuk konfigurasi penuh pesawat LSU05 NG, parameter sudut serang berpengaruh kepada nilai CD, CL dan CL/CD. Nilai CL/CD atau bisa ditulis rasio L/D akan maksimum pada sudut serang 1° sebesar 18.4146 Nilai ini meningkat dari rasio L/D awal sebesar 17.9444. Pada sudut serang 1° nilai CL adalah 0.755 dan nilai CD adalah 0.041. Dari penelitian yang telah dilakukan, dapat direkomendasikan agar pesawat LSU-05 NG melakukan cruise optimal pada sudut serang 1° . Optimasi yang dilakukan dapat meningkatkan efisiensi aerodinamika sebesar 2.6%.

UCAPAN TERIMA KASIH

Terima kasih kepada Kepala Pusat Teknologi Penerbangan, Kepala Program Maritime Surveillance System (MSS), dan Group Leader LSU-05 NG atas dukungannya selama kegiatan penelitian dilakukan.

PERNYATAAN PENULIS

Penulis dengan ini menyatakan bahwa seluruh isi makalah ini merupakan tanggung jawab penulis.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] T. J. G. Paul Gerin Fahlstrom, Introduction to UAV Systems, New Delhi, India: A John Wiley & Sons, Ltd, Publication , 2012.
- [2] admin, "ilmuterbang.com," ilmuterbang, 15 Desember 2008. [Online]. Available: <http://www.ilmuterbang.com/artikel-mainmenu-29/teori-penerbangan-mainmenu-68/151-bab-3a-aerodinamika-penerbangan?start=1>. [Accessed 16 Juni 2019].

- [3] G. N. R. D. K. Muhammad Agung Bramantya, "Pengaruh Sudut Swept dan Sudut Incidence pada Sayap Pesawat Tanpa Awak dengan Simulasi Komputasi Dinamika Fluida," *Prosiding SNTTM XVI*, Vols. KE-02, pp. 9-13, 2017.
- [4] A. N, "Estimation Of Stability Derivatives From Aircraft Geometrical Data For Use In Simulator Applications," *Laboratory of Applied Research in Active Controls, Avionics and Aeroservoelasticity LARCASE Automated Production*.
- [5] Q. R, "Aerodynamic and Stability Analysis of the Safat01," *Aircraft. Scientific Technical Review*, vol. 65, p. 5, 2015.
- [6] B. W.B, "Missile DATCOM: User's Manual – 1997 FORTRAN 90 Version, Air Force Research Laboratories, Document AFRL-VAWP-TR-1998-3009," Feb. 1998.
- [7] R. V, " An Evaluation of Aerodynamic Prediction Methods Applied to the XB-70," *AIAA*, p. 11, 1995.
- [8] G. R. C. NASA, "NASA," Nancy Hall NASA, 5 Mei 2015. [Online]. Available: <https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/ldratt.html>. [Accessed 16 Juni 2019].
- [9] G. A. J. S. Committee, "Vmc Training and Angle of Attack," in *FAA Aviation Safety* , FAA Safety Briefing.
- [10] E. B. Jayanti, "Laporan Teknis Aircraft Aerodynamic Calculation Using DATCOM," Pustekbang, Bogor, 2019.
- [11] D. P. Raymer, *Aircraft Design: A conceptual Approach*, Sylmar California: AIAA Education Series, 1992.
- [12] M. D. A. Company, *THE USAF STABILITY AND CONTROL DATCOM*, Santa Cruz CA 95061: Public Domain Aeronautical Software, 1999.
- [13] K. Hidayat, "Laporan Teknis LSU-05 NG Aircraft Conceptual Drawing," Pustekbang, Bogor, 2019.
- [14] K. Hidayat, "Laporan Teknis LSU-05 NG Airfoil Calculation And Selection," Pustekbang, Bogor, 2019.
- [15] P. A. P. Suseno, "Laporan Teknis LSU-05 NG Wing Design," Pustekbang, Bogor, 2019.
- [16] P. A. P. Suseno, "Laporan Teknis LSU-05 NG Tail Sizing," Pustekbang, Bogor, 2019.
- [17] K. Hidayat, "Laporan Teknis LSU-05 NG Fuselage Sizing," Pustekbang, Bogor, 2019.
- [18] A. Tools, "Airfoil Tools," [Online]. Available: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=fx76mp160-il>. [Accessed 15 06 2019].

- [19] G. R. C. NASA, "NASA," Nancy Hall NASA, 5 Mei 2015. [Online]. Available: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/factors.html>. [Accessed 13 Juli 2019].
- [20] J. D. Anderson, *Fundamentals of Aerodynamics* - 5th ed, New York: McGraw-Hill, 2011.
- [21] R. C. Nelson, *Aircraft Stability and Automatic Control*, McGraw-Hill Second edition, 1998.