

Analisis Naca Airfoil 65₃-218 Berdasarkan Variasi Mean Aerodynamic Chord Data Pesawat Terbang Dengan Menggunakan Perangkat Lunak Fluent

Bismil Rabeta*, Indirwan Haerudin

Prodi Teknik Penerbangan, Fakultas Teknologi Kedirgantaraan, Universitas Suryadarma
Komplek Bandara Halim Perdanakusuma, Jakarta 13610, Indonesia

* Corresponding Author : bismilrabeta@yahoo.co.id

Abstrak - Performa pesawat terbang dapat dikaji dengan menggunakan beberapa metoda ilmiah. Metode analitik, eksperimen dan numerik adalah tiga metoda yang biasanya digunakan. Kajian tersebut sebenarnya telah dilakukan oleh beberapa perusahaan manufaktur dalam membuat disain. Namun analisis data yang dihasilkan tidak pernah dipublikasikan ke media cetak dan komunikasi karena terkait dengan kepentingan perusahaan manufaktur itu sendiri. Sehingga perlu adanya usaha yang dilakukan dalam mengkaji performa pesawat terbang yang didisain dan diproduksi oleh beberapa manufaktur. Dalam penelitian ini dilakukan beberapa analisis mengenai performa dari NACA airfoil yang digunakan pada sayap pesawat CN-235 (PT.DI) , AIDC-XC2 (AIDC) dan CASA 212-AVIOCAR (EADS-CASA) dimana memiliki NACA airfoil yang sama yaitu 65₃-218 namun memiliki geometri dan luasan sayap (mean aerodynamic chord/MAC) yang berbeda dengan menggunakan simulasi pemodelan perangkat lunak fluent. Konfigurasi geometri divariasikan menjadi tiga konfigurasi pemodelan dengan variasi sudut serang dari -4^o sampai 18^o. Hasil penelitian menyimpulkan bahwa simulasi dengan airfoil NACA yang sama dengan variasi panjang dari MAC akan menghasilkan nilai CL_{max} yang berbeda terhadap variasi sudut serang, nilai C_L & C_D yang berbeda terhadap variasi sudut serang, dan nilai lift dan drag yang berbeda juga terhadap sudut serang.

Kata kunci : Mean aerodynamic chord(MAC), C_L , C_D , Lift, Drag, Fluent.

Abstract - Aircraft performance can be reviewing by some scientific method. Analytic, numeric and experiment method are three methods that are commonly used. In fact, the research had been done by aircraft manufacturing when they done the design. However, analysis of the resulting data was never published to the mass and communication media as they relate to the interests of the manufacturing company itself. Thus the need for the work done in assessing the performance of aircraft designed and manufactured by several manufacturers. In this study conducted several analyzes of the performance of the NACA airfoil used on the wings of aircraft CN-235 (PT.DI), AIDC-xC2 (AIDC) and 212-Aviocar CASA (EADS-CASA) which has the same NACA airfoil that is 65₃- 218 but has the geometry and extent of the wing (mean aerodynamic chord / MAC) which is different to using simulation modeling software fluent. Modeling geometry Configuration varied into three configurations with variations in the angle of attack of -4^o to 18^o. The study concluded that the simulation with the same NACA airfoil with a variation in the length of the MAC will generate value CL_{max} differently to variations in angle of attack, the value of CL & CD differently to variations in angle of attack, and the value of the lift and drag differ also on the angle of attack.

Keywords :Mean Aerodynamic Chord, C_L , C_D , Lift, Drag, Fluent.

I. PENDAHULUAN

Performa pesawat terbang dapat diketahui dan dideterminasi dengan beberapa pendekatan ilmiah seperti pendekatan dengan metoda analitik, metode numerik dan metoda eksperimen. Beberapa faktor yang mempengaruhi performa pesawat terbang terbagi menjadi faktor eksternal dan internal. Faktor eksternal meliputi kondisi atmosfer yang terkait dengan kondisi cuaca dan musim. Sedangkan kondisi internal dipengaruhi oleh kondisi dari pesawat itu sendiri seperti konfigurasi sayap, kecepatan pesawat terbang, sikap terbang pesawat dan lain-lain. Konfigurasi sayap adalah bagian utama dari komponen pesawat sebagai penghasil gaya angkat. Karakteristik dari bentuk dan geometri sayap juga mempengaruhi besarnya gaya angkat yang dihasilkan, karena secara teoritis bentuk dan geometri sayap berasal dari airfoil dan diatur dalam sebuah lembaga yang bernama NACA. Oleh karena itu setiap perbedaan bentuk dari airfoil akan menghasilkan gaya angkat yang berbeda pula. Namun dalam konfigurasi sayap sebuah pesawat terbang, bentuk sayap yang berasal dari airfoil juga dipengaruhi oleh beberapa faktor lainnya seperti luas sayap dan bentang sayap pesawat terbang atau yang dikenal juga dengan *Mean Aerodynamic Chord (MAC)*. Sehingga besar kecilnya gaya angkat juga bergantung dari variasi *MAC* yang diinginkan. Pada penelitian ini dilakukan analisis mengenai NACA airfoil 65₃-218 terhadap variasi panjang *mean aerodynamic chord* sayap yang didapat dari data pesawat terbang *medium range transport* diantaranya adalah CN-235, CASA C-212 dan AIDC XC-2 dengan menggunakan metode numerik melalui perangkat lunak *fluent*. Hal yang ingin dicapai pada penelitian ini adalah melihat pengaruh gaya angkat terhadap variasi *mean aerodynamic chord* yang didapatkan dari beberapa data pesawat terbang dengan jenis NACA airfoil yang sama yaitu 65₃-218 pada kecepatan terbang 100 m/s serta pada ketinggian terbang jelajah.

II. LANDASAN TEORI

2.1 Gaya Angkat (*Lift*)

Gaya angkat didefinisikan sebagai:

$$L = \frac{1}{2} \rho V_0^2 S C_L = q S C_L \quad (2-1)$$

atau

$$C_L = \frac{L}{q S} = \frac{\text{tekanan gaya angkat}}{\text{tekanan dinamik}} \quad (2-2)$$

Dimana:

L = gaya angkat (N atau kg.m/s²)

ρ = massa jenis udara (kg/m³)

V_0 = kecepatan angin relatif (m/s)

S = luas *planform* sayap (m²)

C_L = koefisien gaya angkat pesawat

q = tekanan dinamik (Pa atau N/m²)

$\frac{L}{S}$ = tekanan *lift* atau tekanan gaya angkat (Pa atau N/m²)

Dari **Persamaan 2-1**, tekanan dinamik dapat dirumuskan sebagai berikut:

$$q = \frac{1}{2} \rho V_0^2 \quad (2-3)$$

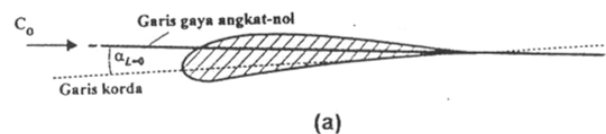
Dimana:

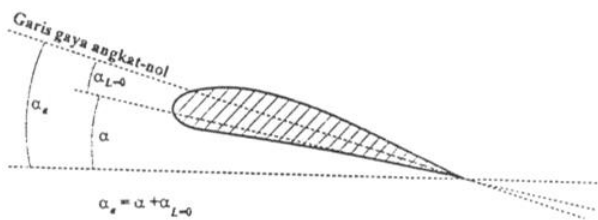
q = tekanan dinamik (Pa atau N/m²)

ρ = massa jenis udara (kg/m³)

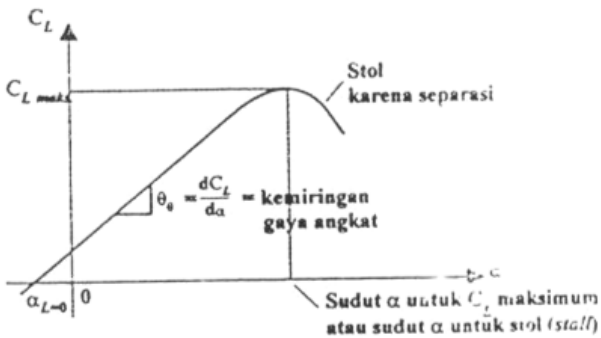
V_0 = kecepatan angin relatif (m/s)

Hubungan antara C_L dan sudut serang α dapat dilihat pada **Gambar 2-1**. Dari gambar tersebut dapat dilihat bahwa koefisien gaya angkat untuk airfoil simetrik melalui titik nol. Garis koefisien gaya angkat naik secara linier sampai suatu harga α tertentu, kemudian melengkung dan mencapai titik maksimum dimana C_L mencapai harga maksimum C_{Lmax} , dan setelah itu kenaikan sudut serang α akan menyebabkan C_L turun.

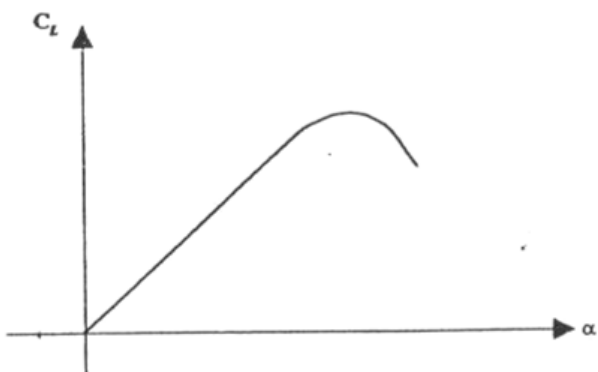




(b)



(c)



(d)

Gambar 2-1. (a) Sudut serang yang menyebabkan gaya angkat nol, $\alpha_L = 0$, (b) Sudut serang absolut, $\alpha_a = \alpha + \alpha_L$, (c) Kurva C_L terhadap α pada airfoil asimetrik, (d) Kurva C_L terhadap α pada airfoil simetrik [Martolis, 2013]

Pada penelitian ini, nilai C_L masing – masing konfigurasi MAC akan diamati perubahannya terhadap variasi sudut serang.

2.2 Gaya Hambat (Drag)

Gaya hambat adalah komponen gaya aerodinamika yang sejajar tetapi berlawanan arah dengan kecepatan terbang (searah dengan kecepatan angin relatif). Akibatnya menghambat gerakan pesawat terbang.

Bentuk profil akan menentukan nilai gaya hambat benda, gaya hambat akan meningkat dengan bertambahnya kecepatan

aliran atau bilangan Mach. Peningkatan *drag* terjadi ketika bilangan Mach melewati 0,5.

Koefisien gaya hambat pada aliran laminar akan semakin menurun dengan meningkatnya harga bilangan Reynolds. Tetapi pada bilangan Reynolds tertentu aliran laminar akan mengalami transisi dan menjadi aliran turbulen.

Pada medan aliran inkompresibel, gaya hambat terdiri dari gaya hambat yang terjadi karena terjadinya gaya angkat dan gaya hambat parasit.

$$D = D_i + D_p \quad (2-4)$$

Dimana:

D = gaya hambat (N atau kg.m/s^2)

D_i = gaya hambat induksi (N atau kg.m/s^2)

D_p = gaya hambat parasit (N atau kg.m/s^2)

Gaya hambat induksi (*induced drag*) adalah gaya hambat yang dihasilkan oleh bagian pesawat, yang menghasilkan gaya angkat. Gaya hambat induksi dirumuskan sebagai berikut:

$$D_i = C_{Di} q S \quad (2-5)$$

Dimana:

D_i = gaya hambat induksi (N atau kg.m/s^2)

C_{Di} = koefisien gaya hambat induksi

q = tekanan dinamik (Pa atau N/m^2)

S = luas *planform* sayap (m^2)

Gaya hambat parasit, dirumuskan sebagai berikut:

$$D_p = C_{Dp} q S \quad (2-6)$$

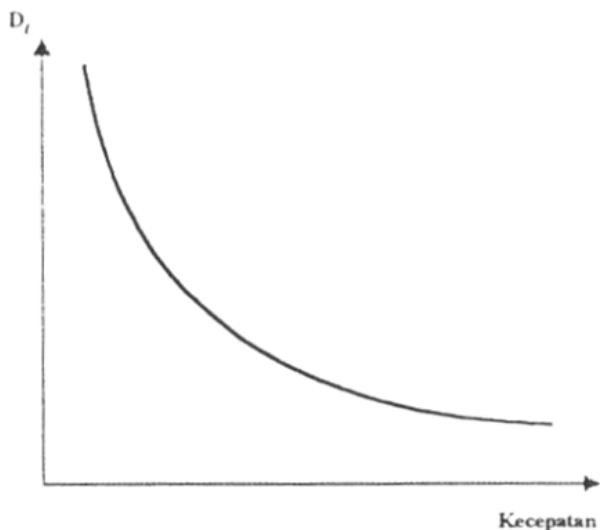
Dimana:

D_p = gaya hambat parasit (N atau kg.m/s^2)

C_{Dp} = koefisien gaya hambat parasit

q = tekanan dinamik (Pa atau N/m^2)

S = luas *planform* sayap (m^2)



Gambar 3-1. Kurva gaya hambat induksi terhadap kecepatan [Martolis, 2013]

Gambar 3-1 menjelaskan hubungan antara gaya hambat induksi (*induced drag*) dengan kecepatan, yaitu gaya tahan induksi turun dengan naiknya kecepatan. Koefisien gaya tahan induksi sebanding dengan kuadrat gaya angkat.

Pada penelitian ini, nilai C_D masing – masing konfigurasi *MAC* akan diamati perubahannya terhadap variasi sudut serang.

2.4 Mean Aerodynamic Chord

Beberapa variasi panjang *chord* juga dapat dijadikan referensi untuk menentukan geometri sayap. Salah satu hal yang paling penting dalam hal ini adalah *mean aerodynamic chord* (*MAC*). *Mean aerodynamic chord* adalah panjang rata-rata *chord* sayap pesawat terbang. *Mean aerodynamic chord* dapat merepresentasikan seluruh bagian sayap dalam dua dimensi yang didefinisikan sebagai berikut:

$$MAC = \frac{2}{S} \int_0^{\frac{b}{2}} c^2 dy \quad (2-7)$$

atau

$$MAC = c_{root} - \left[\frac{2(c_{root}-c_{tip})(0,5 \cdot c_{root} + c_{tip})}{3(c_{root} + c_{tip})} \right] \quad (2-8)$$

Dimana:

MAC = *mean aerodynamic chord* (m)

S = luas *planform* sayap (m²)

b = rentang sayap (m)

c = panjang *chord* (m)

c_{root} = panjang *chord* pada ujung sayap (m)

c_{tip} = panjang *chord* pada tepi sayap (m)

Persamaan (4-1) dan **(4-2)** digunakan untuk mencari nilai *MAC* yang diperlukan untuk hasil analisis.

III. METODE PENELITIAN

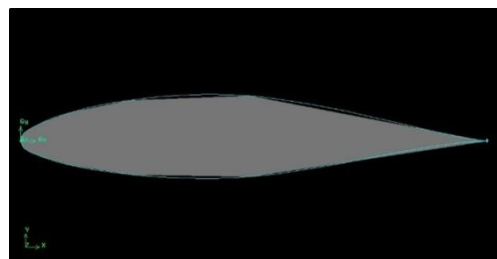
Metode penelitian dilakukan dengan menggunakan metoda numerik untuk mengetahui hasil output yang didapatkan dari hasil simulasi menggunakan perangkat lunak *Fluent* dari bentuk *NACA airfoil 65₃-218*. Sebelum melakukan simulasi, ada beberapa tahapan langkah yang harus dilalui yaitu :

a) Pengumpulan data

Pengumpulan data dilakukan untuk memberikan inputan pada saat pembuatan pemodelan geometri seperti contoh panjang *MAC* yang akan menentukan bentuk geometri pada airfoil.

b) Pembuatan Pemodelan Geometri

Pembuatan pemodelan geometri dilakukan pada perangkat lunak *GAMBIT 2.2.30* dari vendor *ANSYS*.



Gambar 3-1. Pemodelan airfoil menggunakan *GAMBIT 2.2.30*

Adapun jumlah pemodelan geometri yang dibuat adalah tiga pemodelan dengan konfigurasi tiap-tiap *MAC* sebagai berikut :

Tabel 3-1. Konfigurasi Pemodelan Geometri

No.	Airfoil	Panjang MAC (m)	Sudut serang (°)
1.	65 ₃ -218	2,190	-4,-2 ,0,2,4,6,8,10,12,14, 16,18
2.	65 ₃ -218	2,452	-4,-2 ,0,2,4,6,8,10,12,14, 16,18
3.	65 ₃ -218	2,561	-4,-2 ,0,2,4,6,8,10,12,14, 16,18

Pada **Tabel 3-1**, ditunjukkan jumlah total pemodelan geometri yang dilakukan dan jumlah total analisis yang telah dilakukan. Untuk jumlah total pemodelan terdiri dari 3 pemodelan dan jumlah total analisis yang dilakukan terdiri dari 36 analisis.

c) Persiapan Analisis

Persiapan analisis dimulai dengan meng-*import* (memasukkan) data pemodelan geometri ke dalam perangkat lunak *fluent*. Ada beberapa tahapan yang dilakukan sebelum melakukan proses analisis pada perangkat lunak tersebut yaitu :

- **Tahap pre-processing**

Pemodelan yang telah dibuat, lalu diberi meshing agar bisa diasumsikan sebagai pemodelan yang solid yang terdiri dari beberapa elemen *triangle* dan *quadrilateral*. Selain itu pengaturan *initial input*, *boundary condition* dan *boundary constraint* yang ada pada *fluent* juga diperlukan pada pemodelan untuk mendefinisikan bahwa keadaan pada pemodelan sesuai dengan yang diinginkan. Dan pada akhirnya, sebelum mulai pada tahap analisis, data yang ingin didapatkan pada hasil analisis harus diinput dulu dalam tahap ini. Data output yang ingin didapatkan adalah parameter berupa *coefficient of lift* (C_L) dan *coefficient of drag* (C_D) dari masing-masing konfigurasi pemodelan geometri.

Tabel 3-1. Data karakteristik udara yang digunakan sebagai *initial input* pada persiapan analisis.

Karakteristik	Ukuran
<i>Altitude</i>	10.000 ft
<i>Density</i>	0,904637 kg/m ³
<i>Total Pressure</i>	69.681,7 Pa
<i>Temperature</i>	268,338 K
<i>Viscosity</i>	1,7115 x 10 ⁻⁵ kg/m.s
<i>Velocity</i>	100 m/s

d) Analisis

Pada tahap ini dilakukan proses analisis (Tahap *Processing*). Proses analisis ini dilakukan sebanyak 32 analisis dengan hasil output berupa data C_L dan C_D . Data yang akan dikaji adalah perubahan nilai C_L

dan C_D terhadap variasi sudut serang dan penambahan panjang *MAC*.

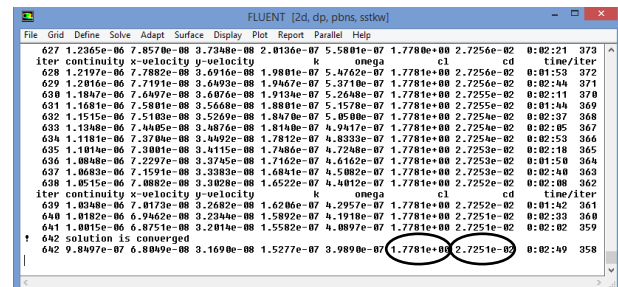
IV. PEMBAHASAN

4.1 Hasil analisis

Setelah melakukan analisis, maka didapatkan beberapa data yang digunakan untuk mengetahui pengaruh dari perubahan C_L dan C_D terhadap variasi sudut serang dan penambahan panjang *MAC*. Hasil analisis akan dinyatakan dalam bentuk studi kualitatif dan kuantitatif dari beberapa data yang didapatkan dari hasil simulasi.

Pada **Gambar 4-1** merupakan contoh jendela data yang didapatkan dari hasil simulasi yang dilakukan dengan perangkat lunak *fluent*. Data yang diambil adalah data C_L dan C_D yang didapatkan dari hasil simulasi. Nilai yang dilingkari pada **Gambar 4-1** adalah nilai yang diambil dan dimasukkan kedalam data proses untuk diketahui pengaruhnya terhadap keseluruhan data.

4.1.1 Pengaruh Peningkatan panjang MAC terhadap kurva C_L dan sudut serang (a)



Gambar 4-1. Contoh jendela hasil simulasi 2 dimensi dengan *FLUENT*

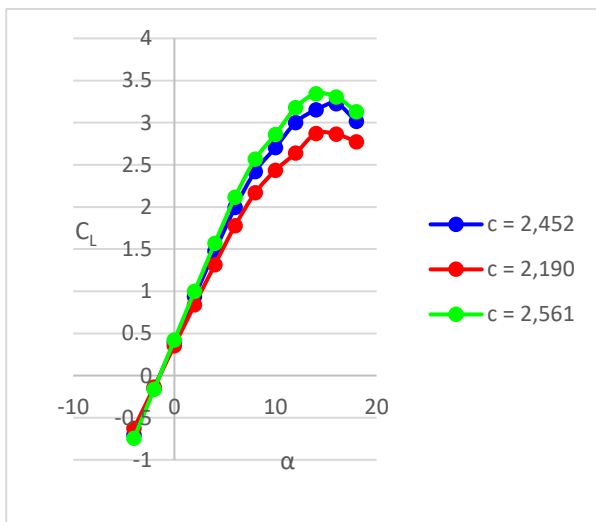
Pada **Tabel 4-1** menunjukkan bahwa harga C_L *max* berbeda untuk tiap-tiap penambahan panjang *MAC*. Untuk *MAC* dengan panjang chord 2,190 m, C_L *max* berada pada sudut 14° sedangkan untuk *MAC* dengan panjang chord 2,452 m, C_L *max* berada pada sudut 16°, dan pada *MAC* dengan panjang chord 2,561 m C_L *max* berada pada sudut 14°. **Dapat disimpulkan dari tabel bahwa dengan variasi panjang mean aerodynamic chord (MAC) akan**

menghasilkan C_L max yang berbeda untuk NACA airfoil yang sama.

Tabel 4-1 Hasil analisis nilai C_L dan C_D pada NACA 65₃-218 dengan konfigurasi pemodelan yang divariasikan terhadap sudut serang dan penambahan panjang MAC.

α	c = 2,190		c = 2,452		c = 2,561	
	C_L	C_D	C_L	C_D	C_L	C_D
-4°	-0,62656	0,020833	-0,70177	0,023022	-0,74495	0,024318
-2°	-0,13584	0,019491	-0,15224	0,021458	-0,16164	0,022572
0°	0,35480	0,019452	0,39801	0,021471	0,42311	0,022642
2°	0,83985	0,020551	0,94084	0,022784	1,0005	0,023997
4°	1,3162	0,023046	1,4773	0,025364	1,5713	0,026674
6°	1,7781	0,027251	1,9933	0,030185	2,1174	0,031918
8°	2,1681	0,035222	2,4221	0,039566	2,5680	0,042156
10°	2,4360	0,050021	2,7066	0,057186	2,8621	0,061481
12°	2,6390	0,070776	3,0022	0,097528	3,1799	0,10342
14°	2,8732	0,13704	3,1531	0,15022	3,3426	0,16300
16°	2,8641	0,19571	3,2270	0,24586	3,3065	0,24468
18°	2,7749	0,29519	3,0150	0,31903	3,1306	0,31454

Pada **Gambar 4-2** menunjukkan perbandingan variasi sudut serang terhadap nilai C_L masing-masing konfigurasi pemodelan geometri. Dapat dilihat pada grafik bahwa semakin bertambah panjangnya MAC maka nilai rata-rata C_L untuk setiap variasi sudut akan bertambah MAC dengan panjang 2,561 m memiliki nilai rata-rata C_L yang paling besar jika dibandingkan dengan panjang MAC lainnya. Setelah itu diikuti secara berurutan dengan nilai rata-rata C_L dengan panjang MAC 2,452 m dan 2,190 m. Kecenderungan yang dapat dilihat dari grafik adalah **semakin besar nilai MAC maka semakin besar pula nilai rata-rata C_L untuk setiap variasi sudut serang.**

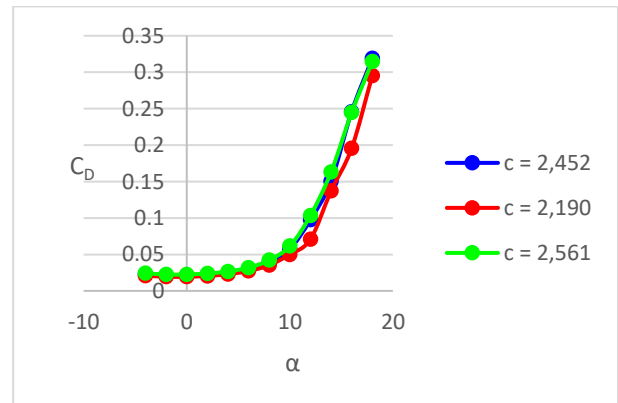


Gambar 4-2. Pengaruh peningkatan panjang MAC terhadap kurva $C_L - \alpha$ (sudut serang)

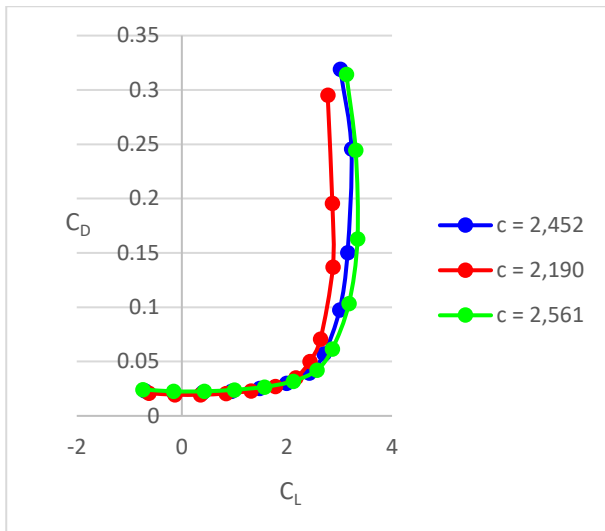
Pada **Gambar 4-2** menunjukkan bahwa pada panjang MAC yaitu MAC panjang 2,561 m, maka nilai C_L khusus untuk sudut serang 4° dan 6° paling rendah bila dibandingkan dengan panjang MAC yang paling kecil yaitu MAC panjang 2,190 m, hal ini juga terjadi untuk sudut serang yang sama pada MAC panjang 2,452 m jika dibandingkan dengan MAC 2,190 m.

4.1.1 Pengaruh Peningkatan panjang MAC terhadap kurva C_D dan sudut serang (α)

Pada **Gambar 4-3** menunjukkan kecenderungan bahwa semakin besar sudut serang maka makin meningkat nilai C_D untuk setiap variasi MAC nya. Untuk MAC 2,190 m memiliki nilai C_D yang paling kecil dibandingkan dengan panjang MAC yang lainnya. Untuk MAC dengan panjang 2,452 m memiliki nilai C_D yang paling besar pada sudut serang 16° dan 18° dibandingkan dengan MAC dengan panjang 2,561 m. Namun pada sudut serang dari -4 ° sampai 14 ° nilai C_D yang paling besar dihasilkan pada MAC dengan panjang 2,561 m.



Gambar 4-3. Pengaruh peningkatan panjang MAC terhadap kurva $C_D - \alpha$



Gambar 4-4. Pengaruh panjang MAC terhadap kurva drag polar

Gambar 4-4 merupakan kurva drag polar dimana kurva ini dibuat untuk menunjukkan efisiensi aerodinamik dari sebuah konfigurasi geometri airfoil. Dapat dilihat pada grafik, kurva untuk MAC yang paling panjang yaitu MAC dengan panjang 2,561 m mengalami pergeseran ke arah kanan paling jauh dibandingkan dengan MAC dengan panjang yang lain. Pola pergeseran yang membedakan ketiga variasi panjang MAC terjadi pada sudut $\pm 6^\circ$.

4.1.2 Pengaruh variasi panjang MAC terhadap Gaya Angkat (*lift*)

Setelah mendapatkan data koefisien gaya angkat untuk , untuk selanjutnya dapat dilakukan perhitungan gaya angkat pada setiap *chord line* dengan airfoil yang sama. Gaya angkat dihitung berdasarkan **Persamaan 2-1** sebagai berikut.

$$L = \frac{1}{2} \rho V_0^2 S C_L = q S C_L$$

Dimana:

- L = gaya angkat (N atau kg.m/s²)
- ρ = massa jenis udara (kg/m³)
- V_0 = kecepatan angin relatif (m/s)
- S = luas *planform* sayap (m²)
- C_L = koefisien gaya angkat pesawat
- q = tekanan dinamik (Pa atau N/m²)

Sebagai perbandingan, untuk mendapatkan gaya angkat diambil pada saat sudut serang 6° untuk setiap masing-masing

konfigurasi seperti di bawah ini. Hal ini diambil sebagai referensi dari kurva *drag polar* pada **Gambar 4-4** yang menunjukkan pergeseran pola pada sudut serang 6° . Sebelumnya harus diketahui terlebih dahulu parameter karakteristik udara mencakup *density* dan *velocity* yang dapat dilihat pada **Tabel 3-1**. Selain itu, luas *planform* sayap untuk tiap konfigurasi MAC juga perlu diketahui.

➤ Chord line = 2,190 (CASA 212)

$$L = \frac{1}{2} \rho V_0^2 S C_L$$

$$L = \frac{1}{2} \cdot 0,904637 \cdot 100^2 \cdot 41 \cdot 1,7781$$

$$L = \frac{1}{2} \cdot 659499,3704 \text{ N}$$

$$L = 329749,69 \text{ N}$$

➤ Chord line = 2,452 (AIDC XC-2)

$$L = \frac{1}{2} \rho V_0^2 S C_L$$

$$L = \frac{1}{2} \cdot 0,904637 \cdot 100^2 \cdot 65,4 \cdot 1,9933$$

$$L = \frac{1}{2} \cdot 1179301,258 \text{ N}$$

$$L = 589650,63 \text{ N}$$

➤ Chord line = 2,561 (CN-235)

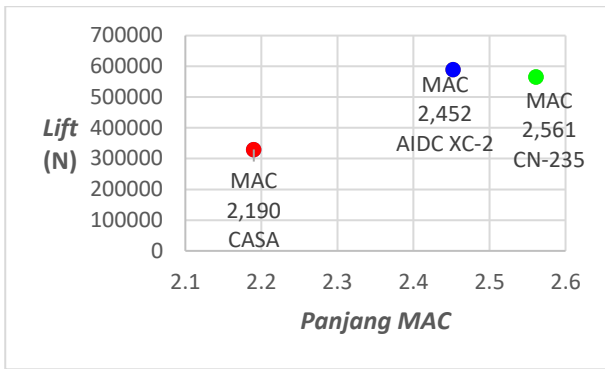
$$L = \frac{1}{2} \rho V_0^2 S C_L$$

$$L = \frac{1}{2} \cdot 0,904637 \cdot 100^2 \cdot 59,1 \cdot 2,1174$$

$$L = \frac{1}{2} \cdot 1132047,725 \text{ N}$$

$$L = 566023,86 \text{ N}$$

Dari perhitungan di atas, maka dapat dibuat menjadi grafik gaya angkat terhadap *chord line* seperti berikut.



Gambar 4-5. Hubungan *lift* dan variasi Panjang *MAC* pada sudut serang 6°

Gambar 4-5 menunjukkan bahwa pada sudut serang 6° menghasilkan gaya angkat yang berbeda pada tiap konfigurasi panjang *MAC*. Panjang *MAC* 2,452 m menghasilkan gaya angkat yang paling besar dibandingkan dengan yang lainnya. Hal ini disebabkan oleh besarnya luas penampang sayap yang dimiliki oleh konfigurasi dengan panjang *MAC* 2,452 m.

4.1.3 Pengaruh *Chord Line* terhadap Gaya Hambat

Seperti halnya perhitungan gaya angkat, perhitungan gaya hambat pun didapat dengan menggunakan parameter koefisien gaya hambat yang telah diketahui. Perhitungan dilakukan terhadap model sayap dengan airfoil yang sama namun panjang *MAC* yang berbeda. Gaya hambat dihitung berdasarkan persamaan sebagai berikut.

$$D = \frac{1}{2} \rho V_0^2 S C_D$$

Dimana:

- D = gaya hambat (N)
- ρ = massa jenis udara (kg/m³)
- V_0 = kecepatan angin relatif (m/s)
- S = luas *planform* sayap (m²)
- C_D = koefisien gaya hambat pesawat

Sama seperti perhitungan gaya angkat, untuk mendapatkan gaya hambat digunakan pada sudut serang 6° seperti di bawah ini. Hal ini diambil sebagai referensi dari kurva *drag polar* pada **Gambar 4-4** yang menunjukkan pergeseran pola pada sudut serang 6°. Sebelumnya harus diketahui

terlebih dahulu parameter karakteristik udara mencakup *density* dan *velocity* yang dapat dilihat pada **Tabel 3-1**. Selain itu, luas *planform* sayap untuk tiap *chord line* juga perlu diketahui.

➤ *Chord line* = 2,452

$$D = \frac{1}{2} \rho V_0^2 S C_D$$

$$D = \frac{1}{2} \cdot 0,904637 \cdot 100^2 \cdot 65,4 \cdot 0,030185$$

$$D = \frac{1}{2} \cdot 17858,42997 \text{ N}$$

$$D = 8929,22 \text{ N}$$

➤ *Chord line* = 2,190

$$D = \frac{1}{2} \rho V_0^2 S C_D$$

$$D = \frac{1}{2} \cdot 0,904637 \cdot 100^2 \cdot 41 \cdot 0,027251$$

$$D = \frac{1}{2} \cdot 10107,42778 \text{ N}$$

$$D = 5053,71 \text{ N}$$

➤ *Chord line* = 2,561

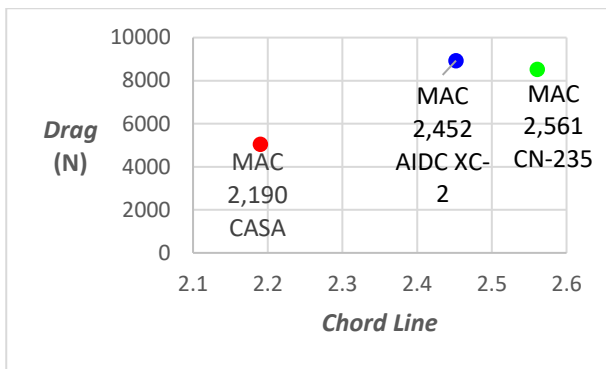
$$D = \frac{1}{2} \rho V_0^2 S C_D$$

$$D = \frac{1}{2} \cdot 0,904637 \cdot 100^2 \cdot 59,1 \cdot 0,031918$$

$$D = \frac{1}{2} \cdot 17064,65443 \text{ N}$$

$$D = 8532,33 \text{ N}$$

Dari perhitungan di atas, maka dapat dibuat menjadi grafik gaya hambat terhadap panjang *mean aerodynamic chord* seperti berikut.



Gambar 4-6. Hubungan drag dan chord line pada sudut serang 6°

Gambar 4-6 menunjukkan bahwa pada sudut serang 6° menghasilkan gaya hambat yang berbeda pada tiap konfigurasi panjang MAC. Panjang MAC 2,452 m menghasilkan gaya hambat yang paling besar dibandingkan dengan yang lainnya. Hal ini disebabkan oleh besarnya luas penampang sayap yang dimiliki konfigurasi dengan panjang MAC 2,452 m.

V. KESIMPULAN

Berdasarkan hasil penelitian yang telah dilakukan maka dapat disimpulkan sebagai berikut.

- Peningkatan panjang *mean aerodynamic chord* (MAC) akan menghasilkan $C_{L\ max}$ yang berbeda untuk NACA airfoil yang sama.
- Peningkatan panjang dari MAC maka akan menghasilkan nilai rata-rata C_L untuk setiap variasi sudut serang juga meningkat begitu juga dengan nilai rata-rata C_D .
- Peningkatan panjang MAC menghasilkan nilai *lift* yang juga berbeda untuk setiap konfigurasi panjang MAC begitu juga dengan nilai *Drag*.

DAFTAR PUSTAKA

- Abbott, I.H. dan von Doenhoff, A.E., 1959. *Theory of Wing Sections*, Dover Publications, New York.
- Anderson Jr., J.D., 2007. *Fundamental of Aerodynamics (Fourth Edition)*, McGraw-Hill, New York.

Ardhianto, K., 2011. *Analisa Aerodinamika Pesawat Akibat Pengaruh Canard pada Sudut Serang Tinggi*, Institut Teknologi Bandung, Bandung.

Blazer, S., 2012, Taiwanese AIDC XC-2 Transport Prototype, <http://www.secretprojects.co.uk/forum/index.php?topic=14793.0>, diakses tanggal 10 Juni 2015.

Husnayati, N. dan Moelyadi, M.A., 2013, *Analisis Aerodinamika dan Studi Parameter Sayap CN-235 Kondisi Terbang Jelajah*. Institut Teknologi Bandung, Bandung.

Martolis, 2013, *Teori Dasar Aerodinamika*, Universitas Suryadarma, Jakarta.

Montero, M., 2014, PAF Confirms Acquisition of C-295 as its Medium Lift Fixed Wing Transport Aircraft, <http://maxdefense.blogspot.com/2014/03/paf-confirms-acquisition-of-c-295-as.html>, diakses tanggal 10 Juni 2015.

Mulyadi, M., 2010. *Analisis Aerodinamika pada Sayap Pesawat Terbang dengan Menggunakan Software Berbasis Computational Fluid Dynamics (CFD)*. Universitas Gunadarma, Depok

Worsley, J., 2003, C 212 Aviocar, <http://forum.keypublishing.com/showthread.php?17608-C-212-Aviocar>, diakses tanggal 10 Juni 2015.