

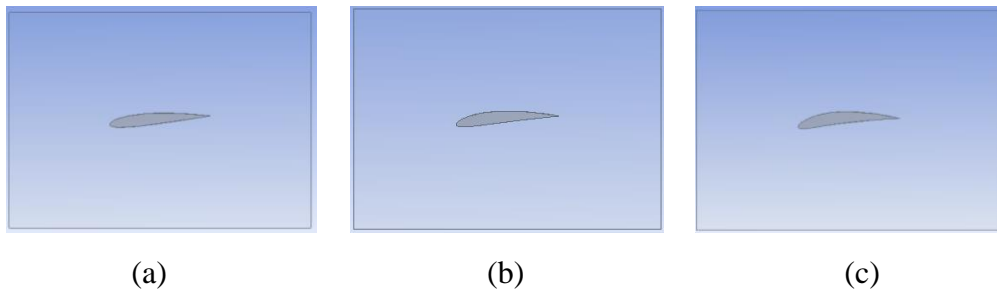
## BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN

### 4.1 Hasil Simulasi dengan Software FLUENT

Simulasi dengan *software* dilakukan terhadap 3 model *airfoil* berbeda, yaitu NACA 2412, NACA 4412 dan NACA 6412. Digit pertama menunjukkan nilai maksimum *chamber*, pada digit ke-2 menunjukkan posisi *chamber* dan 2 digit terakhir menunjukkan ketebalan maksimum dari suatu *airfoil*. Sehingga, melalui perbedaan kelengkungan yang terdapat pada ketiga *airfoil* tersebut, akan dianalisa bagaimana distribusi kecepatan aliran udara disekitar *airfoil* tersebut dengan variasi sudut serang  $-5^\circ$ ,  $0^\circ$ ,  $5^\circ$ ,  $10^\circ$  dan  $15^\circ$ . Untuk kecepatan angin yang digunakan adalah 3, 4, 5, dan 7 m/s. Melalui parameter yang diberikan pada tabel 3.1 dan tabel 3.2 hasil yang didapatkan sebagai berikut

#### 4.1.1 Simulasi *Airfoil* pada sudut serang $-5^\circ$

Data hasil percobaan pada sudut serang  $-5^\circ$  dengan menggunakan Fluent sebagai bahan validasi dari hasil percobaan dengan *wind tunnel*. Berdasarkan simulasi CFD maka didapatkan hasil sebagai berikut:



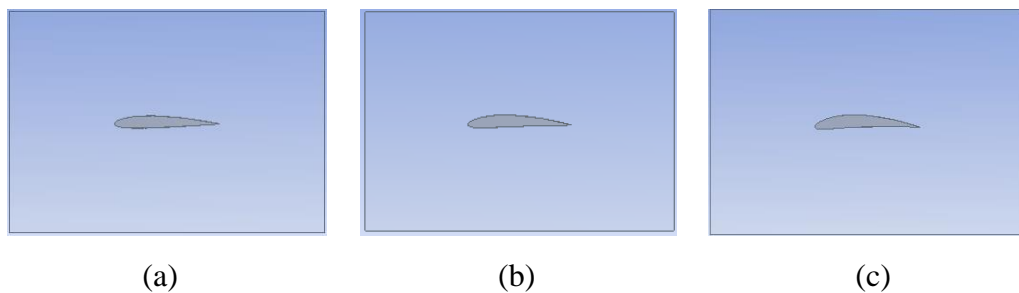
Gambar 4.1 Model Simulasi *Airfoil*  $-5^\circ$   
a. NACA 2412, b. NACA 4412 dan c. NACA 6412

Tabel 4.1 *Drag force, lift force, drag coefficient dan lift coefficient airfoil* sudut  $-5^\circ$

No.	Tipe NACA	$v$ (m/s)	$F_D$ (N)	$F_L$ (N)	$C_D$	$C_L$
1.	NACA 2412	3	0,004120	-0,023957	0,003249	-0,018895
		4	0,008837	-0,042643	0,003920	-0,018919
		5	0,011000	-0,064966	0,003123	-0,018447
		7	0,018900	-0,126474	0,002738	-0,018322
2.	NACA 4412	3	0,004111	-0,008969	0,003242	-0,007074
		4	0,008581	-0,015463	0,003807	-0,006860
		5	0,010995	-0,020744	0,003122	-0,005890
		7	0,018747	-0,038730	0,002716	-0,005611
3.	NACA 6412	3	0,004496	0,004446	0,003546	0,003507
		4	0,009301	0,010973	0,004127	0,004868
		5	0,012329	0,023290	0,003501	0,006613
		7	0,021278	0,049479	0,003083	0,007168

#### 4.1.2 Simulasi *Airfoil* pada sudut serang $0^\circ$

Data hasil percobaan pada sudut serang  $0^\circ$  dengan menggunakan Fluent sebagai bahan validasi dari hasil percobaan dengan *wind tunnel*. Berdasarkan simulasi CFD maka didapatkan hasil sebagai berikut:



Gambar 4.2 Model Simulasi *Airfoil*  $0^\circ$

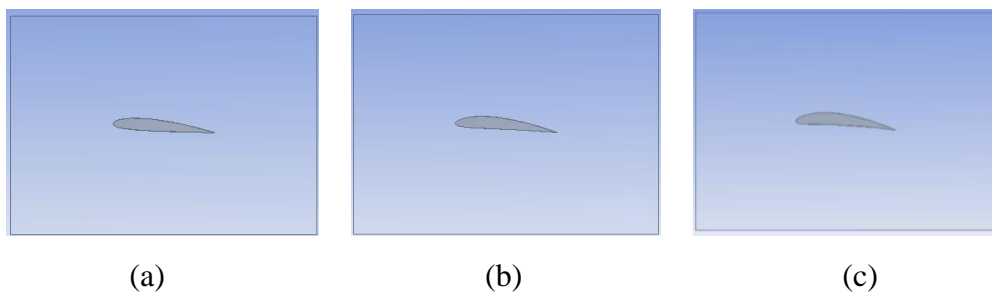
a. NACA 2412, b. NACA 4412 dan c. NACA 6412

Tabel 4.2 *Drag force, lift force, drag coefficient dan lift coefficient Airfoil* sudut 0°

No.	Tipe NACA	$v$ (m/s)	$F_D$ (N)	$F_L$ (N)	$C_D$	$C_L$
1.	NACA 2412	3	0,003462	0,015000	0,002731	0,011831
		4	0,007735	0,027557	0,003432	0,012226
		5	0,009281	0,044846	0,002635	0,012733
		7	0,015840	0,089552	0,002295	0,012973
2.	NACA 4412	3	0,004106	0,030129	0,003238	0,023763
		4	0,008672	0,055511	0,003847	0,024628
		5	0,011241	0,091873	0,003192	0,026086
		7	0,019941	0,183395	0,002889	0,026568
3.	NACA 6412	3	0,006211	0,041572	0,004899	0,032788
		4	0,013169	0,083392	0,005843	0,036997
		5	0,019284	0,132722	0,005476	0,037685
		7	0,036462	0,261444	0,005282	0,037875

#### 4.1.3 Simulasi *Airfoil* pada sudut serang 5°

Data hasil percobaan pada sudut serang 5° dengan menggunakan Fluent sebagai bahan validasi dari hasil percobaan dengan *wind tunnel*. Berdasarkan simulasi CFD maka didapatkan hasil sebagai berikut:



Gambar 4.3 Model Simulasi *Airfoil* 5°

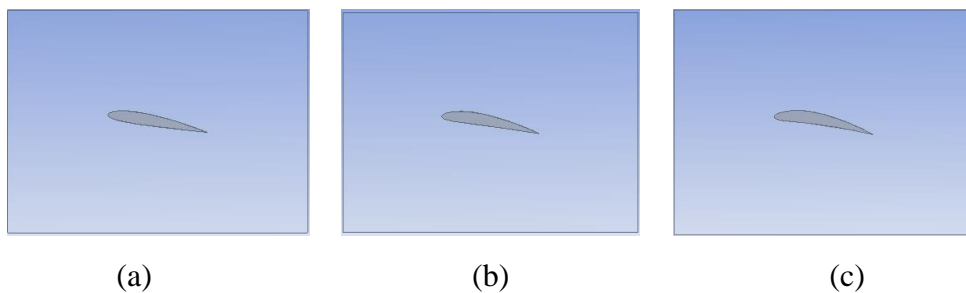
a. NACA 2412, b. NACA 4412 dan c. NACA 6412

Tabel 4.3 *Drag force, lift force, drag coefficient dan lift coefficient Airfoil* sudut 5°

No.	Tipe NACA	$v$ (m/s)	$F_D$ (N)	$F_L$ (N)	$C_D$	$C_L$
1.	NACA 2412	3	0,006315	0,049310	0,004981	0,038892
		4	0,012984	0,096989	0,005760	0,043030
		5	0,020025	0,153151	0,005686	0,043486
		7	0,038136	0,302212	0,005525	0,043781
2.	NACA 4412	3	0,006936	0,069834	0,005471	0,055079
		4	0,014259	0,130032	0,006326	0,057689
		5	0,020289	0,209891	0,005761	0,059597
		7	0,037718	0,415907	0,005464	0,060251
3.	NACA 6412	3	0,009092	0,087932	0,007171	0,069354
		4	0,017992	0,159885	0,007982	0,070934
		5	0,026528	0,259182	0,007532	0,073592
		7	0,050239	0,514940	0,007278	0,074598

#### 4.1.4 Simulasi *Airfoil* pada sudut serang 10°

Data hasil percobaan pada sudut serang 10° dengan menggunakan Fluent sebagai bahan validasi dari hasil percobaan dengan *wind tunnel*. Berdasarkan simulasi CFD maka didapatkan hasil sebagai berikut:



Gambar 4.4 Model Simulasi *Airfoil* 10°

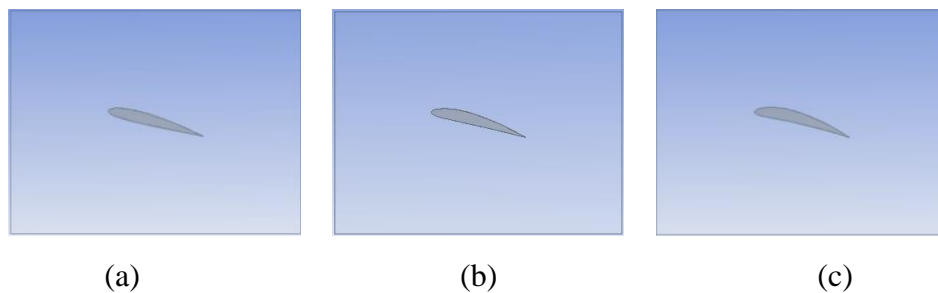
a. NACA 2412, b. NACA 4412 dan c. NACA 6412

Tabel 4.4 *Drag force, lift force, drag coefficient dan lift coefficient Airfoil* sudut 10°

No.	Tipe NACA	$v$ (m/s)	$F_D$ (N)	$F_L$ (N)	$C_D$	$C_L$
1.	NACA 2412	3	0,010440	0,058920	0,008234	0,074699
		4	0,020920	0,176760	0,009281	0,078420
		5	0,030910	0,282430	0,008777	0,080193
		7	0,058290	0,558880	0,008444	0,080963
2.	NACA 4412	3	0,012879	0,112810	0,010158	0,088975
		4	0,025498	0,209269	0,011312	0,092844
		5	0,038468	0,336096	0,010923	0,095431
		7	0,073587	0,666172	0,010660	0,096506
3.	NACA 6412	3	0,015694	0,129287	0,012378	0,101972
		4	0,031118	0,242123	0,013806	0,107419
		5	0,047693	0,389249	0,013542	0,110523
		7	0,092292	0,773075	0,013370	0,111993

#### 4.1.5 Simulasi *Airfoil* pada sudut serang 15°

Data hasil percobaan pada sudut serang 15° dengan menggunakan Fluent sebagai bahan validasi dari hasil percobaan dengan *wind tunnel*. Berdasarkan simulasi CFD maka didapatkan hasil sebagai berikut:



Gambar 4.5 Model Simulasi *Airfoil* 15°

a. NACA 2412, b. NACA 4412 dan c. NACA 6412

Tabel 4.5 *Drag force, lift force, drag coefficient dan lift coefficient* Airfoil sudut 15°

No.	Tipe NACA	$v$ (m/s)	$F_D$ (N)	$F_L$ (N)	$C_D$	$C_L$
1.	NACA 2412	3	0,018556	0,136178	0,014635	0,107407
		4	0,036551	0,255272	0,016216	0,113253
		5	0,056139	0,406580	0,015940	0,115444
		7	0,107889	0,807568	0,015630	0,116990
2.	NACA 4412	3	0,021544	0,153290	0,016992	0,120903
		4	0,042577	0,288348	0,018890	0,127927
		5	0,066149	0,461535	0,018782	0,131048
		7	0,128197	0,916806	0,018572	0,132815
3.	NACA 6412	3	0,023934	0,165718	0,018877	0,130705
		4	0,049162	0,317903	0,021811	0,141039
		5	0,076959	0,509740	0,021852	0,144735
		7	0,149416	1,009484	0,021645	0,146241

#### 4.2 Hasil Pengujian Menggunakan *Wind Tunnel*

*Drag Force* dan *Lift Force* diukur dengan timbangan gaya yang terdapat pada *wind tunnel*. Pengukuran dilakukan dengan pengambilan 3 kali pengujian pada masing-masing kecepatan dan sudut serang. Kemudian dari 3 kali pengujian diambil rata-rata dari pengambilan data tersebut. Rekapitulasi dari nilai rata-rata dalam pengujian dimasukkan pada tabel. Dari data pengujian maka dapat ditentukan pula koefisien total dari hambatan dan angkat pada sayap pesawat sebagai berikut:

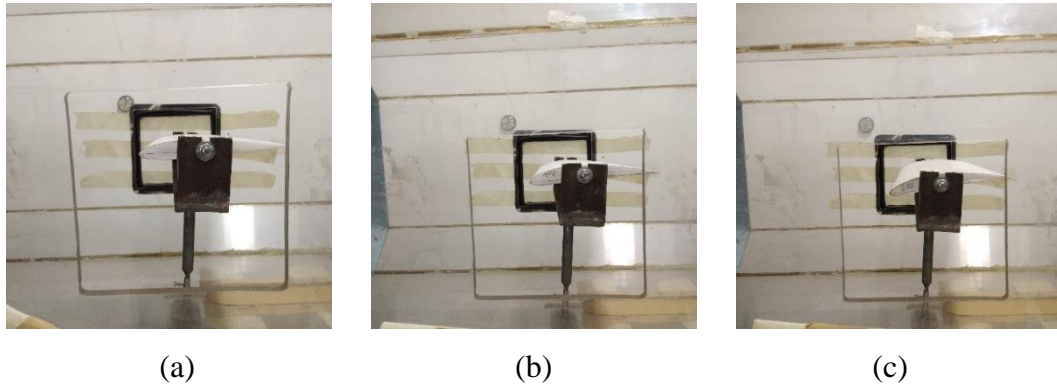
$$q = \frac{1}{2} \rho u^2 \quad (2.1)$$

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2} \rho u^2 A} = \frac{F_D}{q A} \quad (2.2)$$

$$C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2} \rho u^2 A} = \frac{F_L}{q A} \quad (2.3)$$

#### 4.2.1 Pengujian *Airfoil* pada sudut serang $-5^\circ$

Data hasil percobaan pada sudut serang  $-5^\circ$  dengan menggunakan *wind tunnel* pada 4 variasi kecepatan dan pengujian kembali sebanyak 3 kali. Berdasarkan Instrumen alat ukur pada *Wind Tunnel* maka didapatkan hasil sebagai berikut:



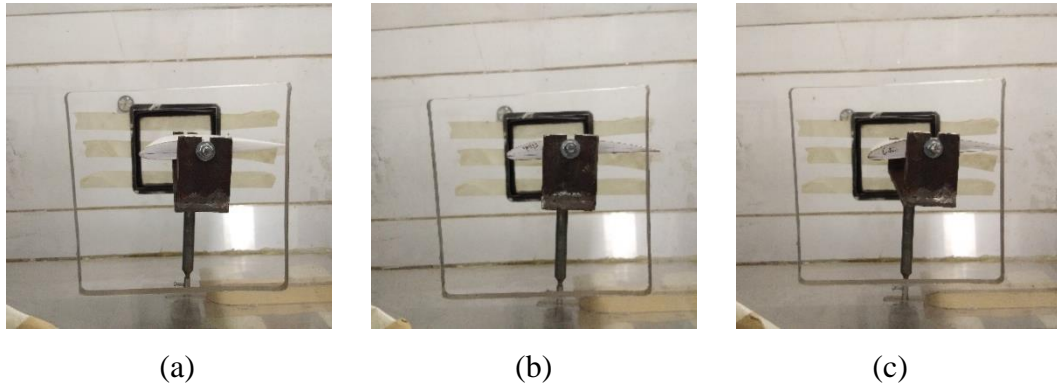
Gambar 4.6 Model *Airfoil*  $-5^\circ$  pada *test selection wind tunnel*  
a. NACA 2412, b. NACA 4412 dan c. NACA 6412

Tabel 4.6 *Drag force, lift force, drag coefficient dan lift coefficient Airfoil* sudut  $-5^\circ$

No.	Tipe NACA	$v$ (m/s)	$F_D$ (N)	$F_L$ (N)	$C_D$	$C_L$
1.	NACA 2412	3	0,005693	-0,009766	0,004490	-0,007703
		4	0,009328	-0,013313	0,004139	-0,005906
		5	0,014175	-0,020405	0,004025	-0,005794
		7	0,027504	-0,032816	0,003984	-0,004754
2.	NACA 4412	3	0,005693	-0,011539	0,004490	-0,009101
		4	0,008117	-0,018632	0,003601	-0,008266
		5	0,011752	-0,029270	0,003337	-0,008311
		7	0,020234	-0,062958	0,002931	-0,009121
3.	NACA 6412	3	0,006905	0,002645	0,005446	0,002086
		4	0,010540	0,011510	0,004676	0,005107
		5	0,015387	0,022148	0,004369	0,006289
		7	0,026292	0,052290	0,003809	0,007575

#### 4.2.2 Simulasi *Airfoil* pada sudut serang $0^\circ$

Data hasil percobaan pada sudut serang  $0^\circ$  dengan menggunakan *wind tunnel* pada 4 variasi kecepatan dan pengujian kembali sebanyak 3 kali. Berdasarkan Instrumen alat ukur pada *Wind Tunnel* maka didapatkan hasil sebagai berikut:



Gambar 4.7 Model *Airfoil*  $0^\circ$  pada *test selection wind tunnel*  
a. NACA 2412, b. NACA 4412 dan c. NACA 6412

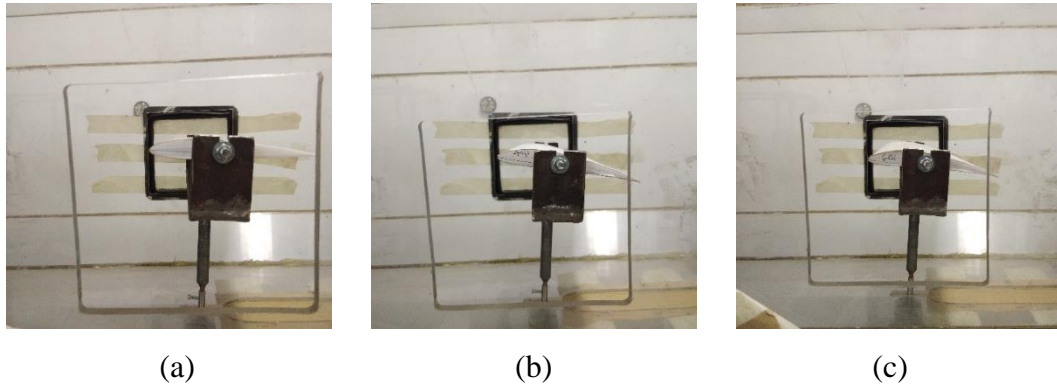
Tabel 4.7 *Drag force, lift force, drag coefficient dan lift coefficient Airfoil* sudut  $0^\circ$

No.	Type NACA	$v$ (m/s)	$F_D$ (N)	$F_L$ (N)	$C_D$	$C_L$
1.	NACA 2412	3	0,005693	0,012621	0,004490	0,009955
		4	0,009328	0,029367	0,004139	0,013029
		5	0,011752	0,046113	0,003337	0,013093
		7	0,022657	0,087977	0,003282	0,012745
2.	NACA 4412	3	0,005693	0,020994	0,004490	0,016558
		4	0,006905	0,041926	0,003063	0,018601
		5	0,009328	0,067045	0,002649	0,019037
		7	0,016599	0,167520	0,002405	0,024268
3.	NACA 6412	3	0,005693	0,025181	0,004490	0,019860
		4	0,008117	0,050299	0,003601	0,022316
		5	0,011752	0,075418	0,003337	0,021414
		7	0,020234	0,159147	0,002931	0,023055



### 4.2.3 Simulasi *Airfoil* pada sudut serang 5°

Data hasil percobaan pada sudut serang 5° dengan menggunakan *wind tunnel* pada 4 variasi kecepatan dan pengujian kembali sebanyak 3 kali. Berdasarkan instrumen pada *Wind Tunnel* maka didapatkan hasil sebagai berikut:



Gambar 4.8 Model *Airfoil* 5° pada *test selection wind tunnel*

a. NACA 2412, b. NACA 4412 dan c. NACA 6412

Tabel 4.8 *Drag force, lift force, drag coefficient dan lift coefficient Airfoil* sudut 5°

No.	Type NACA	$v$ (m/s)	$F_D$ (N)	$F_L$ (N)	$C_D$	$C_L$
1.	NACA 2412	3	0,006905	0,066809	0,005446	0,052694
		4	0,009328	0,111896	0,004139	0,049643
		5	0,011752	0,156983	0,003337	0,044574
		7	0,020234	0,337331	0,002931	0,048868
2.	NACA 4412	3	0,005693	0,078081	0,004490	0,061584
		4	0,008117	0,145711	0,003601	0,064646
		5	0,011752	0,235885	0,003337	0,066977
		7	0,019022	0,540223	0,002756	0,078261
3.	NACA 6412	3	0,005693	0,111896	0,004490	0,088255
		4	0,009328	0,179526	0,004139	0,079648
		5	0,012963	0,269701	0,003681	0,076579
		7	0,026292	0,574038	0,003809	0,083159

#### 4.2.4 Simulasi *Airfoil* pada sudut serang 10°

Data hasil percobaan pada sudut serang 10° dengan menggunakan *wind tunnel* pada 4 variasi kecepatan dan pengujian kembali sebanyak 3 kali. Berdasarkan Instrumen alat ukur pada *Wind Tunnel* maka didapatkan hasil sebagai berikut:



(a) (b) (c)

Gambar 4.9 Model *Airfoil* 10° pada *test selection wind tunnel*

a. NACA 2412, b. NACA 4412 dan c. NACA 6412

Tabel 4.9 *Drag force, lift force, drag coefficient dan lift coefficient Airfoil* sudut 10°

No.	Type NACA	$v$ (m/s)	$F_D$ (N)	$F_L$ (N)	$C_D$	$C_L$
1.	NACA 2412	3	0,016077	0,111896	0,012680	0,088255
		4	0,027092	0,179526	0,012019	0,079648
		5	0,041779	0,269701	0,011863	0,076579
		7	0,074824	0,585310	0,010840	0,084792
2.	NACA 4412	3	0,016077	0,111896	0,012680	0,088255
		4	0,027092	0,202070	0,012019	0,089649
		5	0,041779	0,292244	0,011863	0,082980
		7	0,085839	0,619125	0,012435	0,089691
3.	NACA 6412	3	0,016077	0,145711	0,012680	0,114925
		4	0,023420	0,258429	0,010391	0,114653
		5	0,041779	0,382418	0,011863	0,108584
		7	0,078496	0,686756	0,011371	0,099488

#### 4.2.5 Simulasi *Airfoil* pada sudut serang 15°

Data hasil percobaan pada sudut serang 15° dengan menggunakan *wind tunnel* pada 4 variasi kecepatan dan pengujian kembali sebanyak 3 kali. Berdasarkan Instrumen alat ukur pada *Wind Tunnel* maka didapatkan hasil sebagai berikut:



(a)

(b)

(c)

Gambar 4.10 Model *Airfoil* 15° pada *test selection wind tunnel*

a. NACA 2412, b. NACA 4412 dan c. NACA 6412

Tabel 4.10 *Drag force, lift force, drag coefficient dan lift coefficient Airfoil* sudut 15°

No.	Type NACA	$v$ (m/s)	$F_D$ (N)	$F_L$ (N)	$C_D$	$C_L$
1.	NACA 2412	3	0,027092	0,123168	0,021368	0,097145
		4	0,045450	0,213342	0,020164	0,094650
		5	0,063809	0,326059	0,018118	0,092581
		7	0,137243	0,652940	0,019882	0,094590
2.	NACA 4412	3	0,019749	0,145711	0,015576	0,114925
		4	0,038107	0,224613	0,016906	0,099651
		5	0,056466	0,337331	0,016033	0,095782
		7	0,115213	0,664212	0,016691	0,096223
3.	NACA 6412	3	0,016077	0,156983	0,012680	0,123816
		4	0,034435	0,337331	0,015277	0,149659
		5	0,049122	0,450049	0,013948	0,127787
		7	0,100526	0,867104	0,014563	0,125615

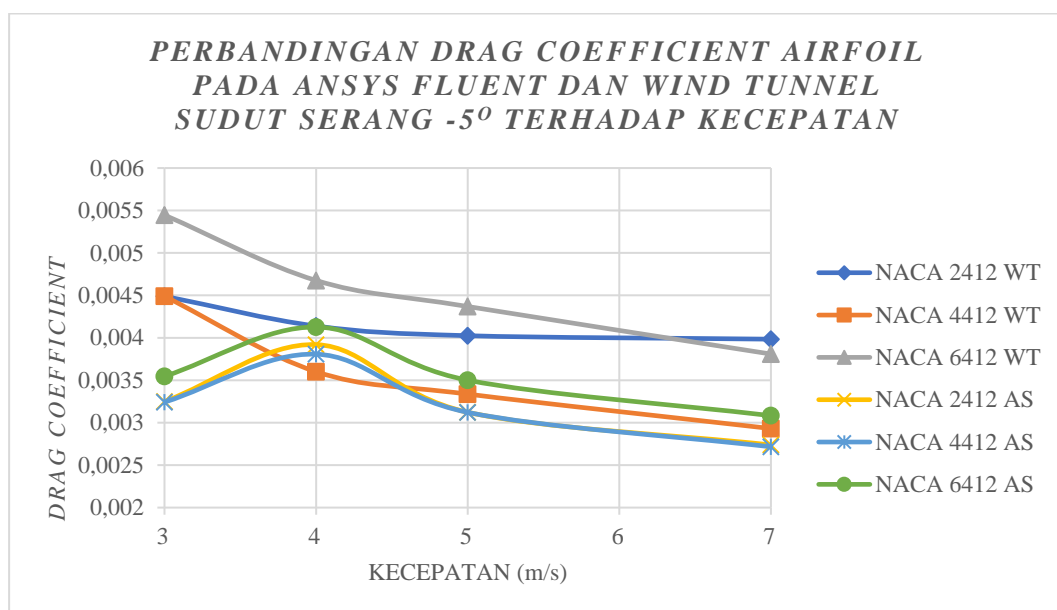
### 4.3 Perbandingan Data *Wind Tunnel*

Pada proses perbandingan antara data hasil pengujian sayap pesawat menggunakan *Wind Tunnel* dengan simulasi *computational fluid dynamics* dengan perangkat lunak Ansys Fluent dapat dilihat pada tabel 4.11.

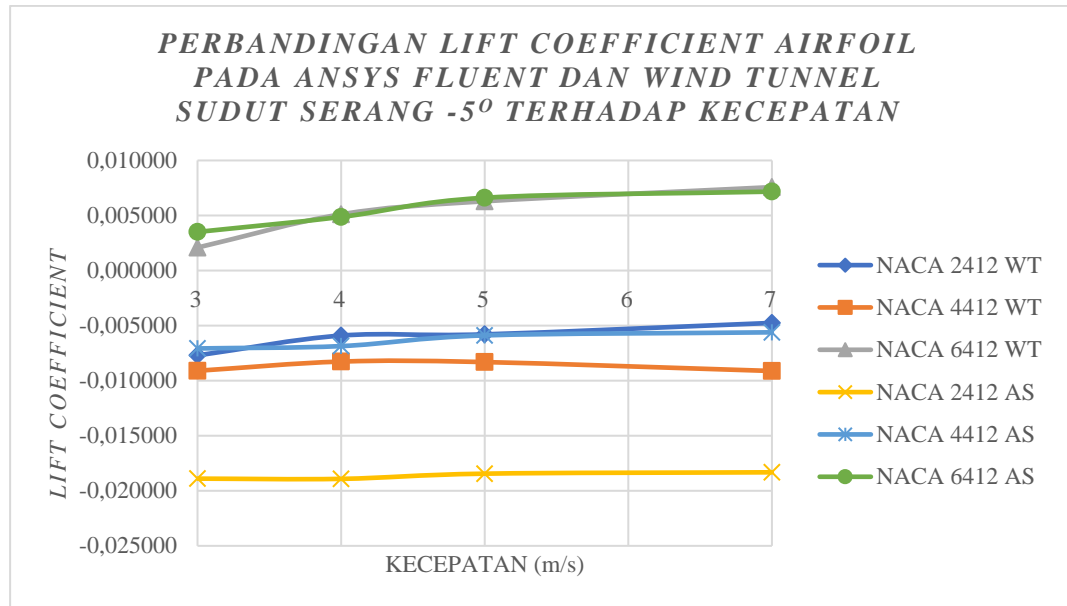
Tabel 4.11 Perbandingan *drag coefficient* dan *lift coefficient* Airfoil pada Ansys Fluent dan *Wind Tunnel* sudut serang  $-5^\circ$

No.	Tipe NACA	$v$ (m/s)	Ansys Fluent		<i>Wind Tunnel</i>	
			$C_D$	$C_L$	$C_D$	$C_L$
1.	NACA 2412	3	0,003249	-0,018895	0,004490	-0,007703
		4	0,003920	-0,018919	0,004139	-0,005906
		5	0,003123	-0,018447	0,004025	-0,005794
		7	0,002738	-0,018322	0,003984	-0,004754
2.	NACA 4412	3	0,003242	-0,007074	0,004490	-0,009101
		4	0,003807	-0,006860	0,003601	-0,008266
		5	0,003122	-0,005890	0,003337	-0,008311
		7	0,002716	-0,005611	0,002931	-0,009121
3.	NACA 6412	3	0,003546	0,003507	0,005446	0,002086
		4	0,004127	0,004868	0,004676	0,005107
		5	0,003501	0,006613	0,004369	0,006289
		7	0,003083	0,007168	0,003809	0,007575

No.	Tipe NACA	$v$ (m/s)	Error		
			$C_D$	$C_L$	Mean
1.	NACA 2412	3	38%	59%	49%
		4	6%	69%	37%
		5	29%	69%	49%
		7	46%	74%	60%
2.	NACA 4412	3	38%	29%	34%
		4	5%	20%	13%
		5	7%	41%	24%
		7	8%	63%	35%
3.	NACA 6412	3	54%	41%	47%
		4	13%	5%	9%
		5	25%	5%	15%
		7	24%	6%	15%



Gambar 4.11 Grafik Perbandingan *drag coefficient* Airfoil pada Ansys Fluent dan *Wind Tunnel* sudut serang  $-5^{\circ}$  terhadap kecepatan



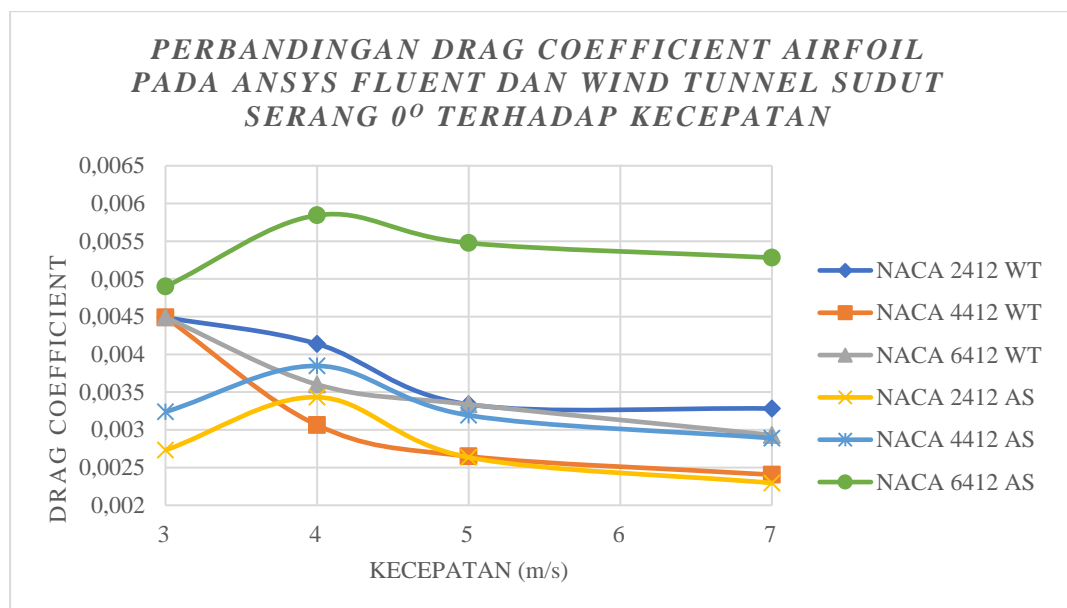
Gambar 4.12 Grafik Perbandingan *lift coefficient* Airfoil pada Ansys Fluent dan *Wind Tunnel* sudut serang  $-5^{\circ}$  terhadap Kecepatan

Berdasarkan tabel 4.11 dapat dilihat bahwa terjadi perbedaan hasil antara pengujian menggunakan *wind tunnel* (WT) dan *Ansys Fluent* (AS) untuk variasi sudut serang  $-5^{\circ}$ . Pada kecepatan 3 m/s yang memiliki perbedaan paling besar pada NACA 2412 dengan selisih sebesar 49 %. Pada kecepatan 3 m/s yang memiliki perbedaan paling kecil pada NACA 4412 dengan selisih sebesar 34 %. Pada kecepatan 4 m/s yang memiliki perbedaan paling besar pada NACA 2412 dengan selisih sebesar 37 %. Pada kecepatan 4 m/s yang memiliki perbedaan paling kecil pada NACA 6412 dengan selisih sebesar 9 %. Pada kecepatan 5 m/s yang memiliki perbedaan paling besar pada NACA 2412 dengan selisih sebesar 49 %. Pada kecepatan 5 m/s yang memiliki perbedaan paling kecil pada NACA 6412 dengan selisih sebesar 15 %. Pada kecepatan 7 m/s yang memiliki perbedaan paling besar pada NACA 2412 dengan selisih sebesar 60 %. Pada kecepatan 7 m/s yang memiliki perbedaan paling kecil pada NACA 6412 dengan selisih sebesar 15 %.

Tabel 4.12 Perbandingan *drag coefficient* dan *lift coefficient* Airfoil pada Ansys Fluent dan *Wind Tunnel* sudut serang 0°

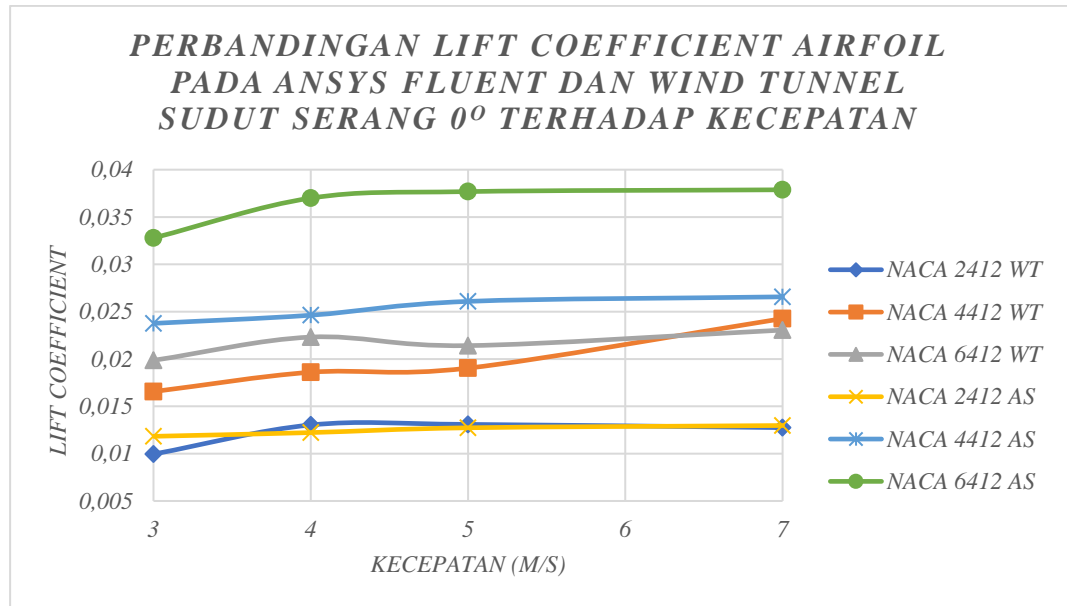
No.	Tipe NACA	$v$ (m/s)	Ansys Fluent		<i>Wind Tunnel</i>	
			$C_D$	$C_L$	$C_D$	$C_L$
1.	NACA 2412	3	0,002731	0,011831	0,004490	0,009955
		4	0,003432	0,012226	0,004139	0,013029
		5	0,002635	0,012733	0,003337	0,013093
		7	0,002295	0,012973	0,003282	0,012745
2.	NACA 4412	3	0,003238	0,023763	0,004490	0,016558
		4	0,003847	0,024628	0,003063	0,018601
		5	0,003192	0,026086	0,002649	0,019037
		7	0,002889	0,026568	0,002405	0,024268
3.	NACA 6412	3	0,004899	0,032788	0,004490	0,019860
		4	0,005843	0,036997	0,003601	0,022316
		5	0,005476	0,037685	0,003337	0,021414
		7	0,005282	0,037875	0,002931	0,023055
No.	Tipe NACA	$v$ (m/s)	Error			
			$C_D$	$C_L$	Mean	
1.	NACA 2412	3	64%	16%	40%	
		4	21%	7%	14%	
		5	27%	3%	15%	
		7	43%	2%	22%	

2.	NACA 4412	3	39%	30%	34%
		4	20%	24%	22%
		5	17%	27%	22%
		7	17%	9%	13%
3.	NACA 6412	3	8%	39%	24%
		4	38%	40%	39%
		5	39%	43%	41%
		7	45%	39%	42%



Gambar 4.13 Grafik Perbandingan *drag coefficient* Airfoil pada Ansys Fluent dan *Wind Tunnel* sudut serang 0° terhadap kecepatan



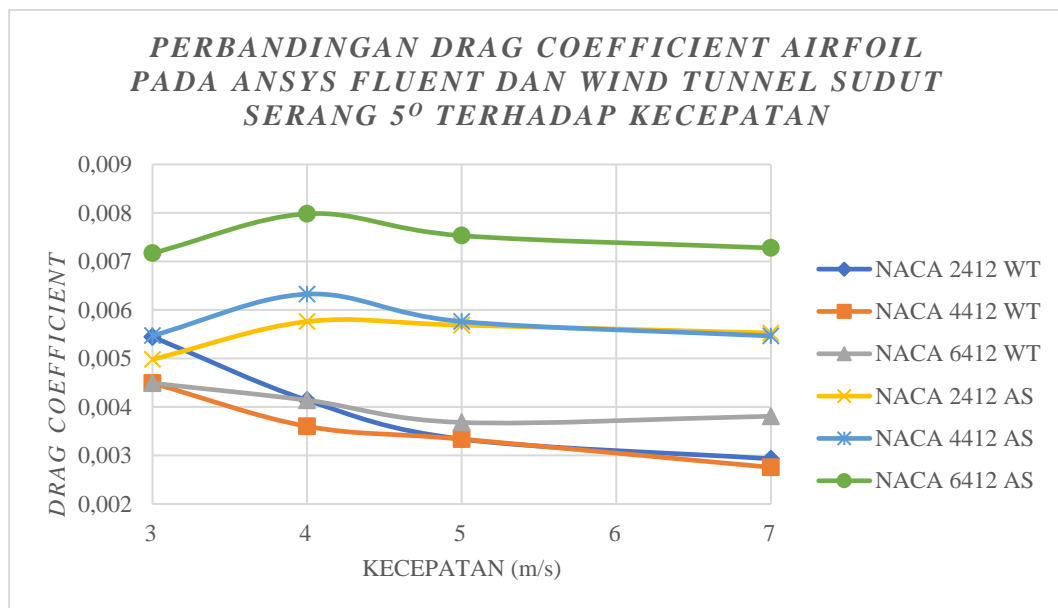


Gambar 4.14 Grafik Perbandingan *lift coefficient* Airfoil pada Ansys Fluent dan *Wind Tunnel* sudut serang 0° terhadap Kecepatan

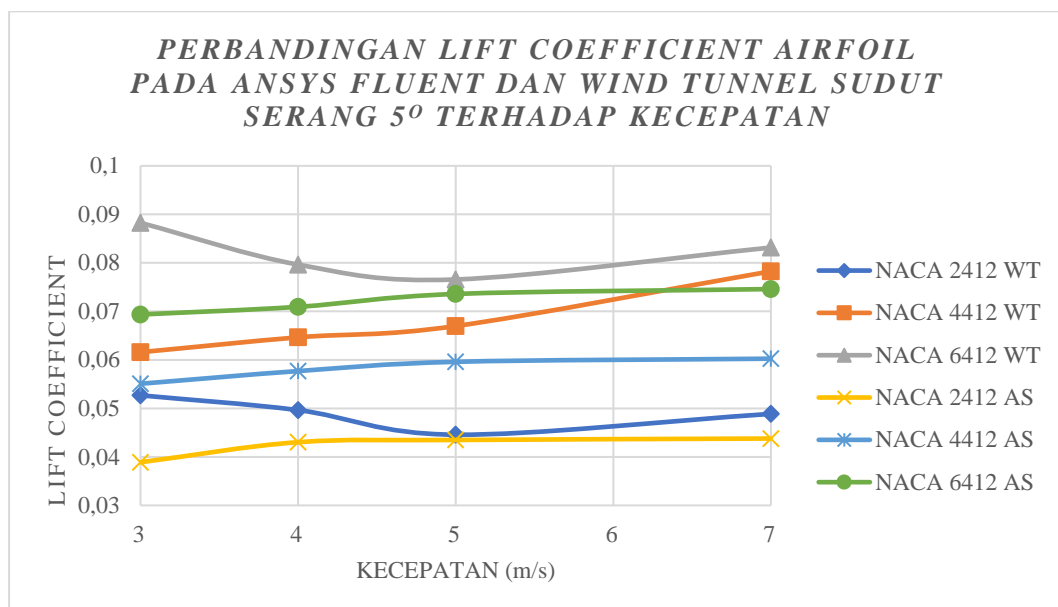
Berdasarkan tabel 4.12 dapat dilihat bahwa terjadi perbedaan hasil antara pengujian menggunakan *wind tunnel* (WT) dan *Ansys Fluent* (AS) untuk variasi sudut serang 0°. Pada kecepatan 3 m/s yang memiliki perbedaan paling besar pada NACA 2412 dengan selisih sebesar 40%. Pada kecepatan 3 m/s yang memiliki perbedaan paling kecil pada NACA 6412 dengan selisih sebesar 24%. Pada kecepatan 4 m/s yang memiliki perbedaan paling besar pada NACA 6412 dengan selisih sebesar 39%. Pada kecepatan 4 m/s yang memiliki perbedaan paling kecil pada NACA 2412 dengan selisih sebesar 14%. Pada kecepatan 5 m/s yang memiliki perbedaan paling besar pada NACA 6412 dengan selisih sebesar 41%. Pada kecepatan 5 m/s yang memiliki perbedaan paling kecil pada NACA 2412 dengan selisih sebesar 15%. Pada kecepatan 7 m/s yang memiliki perbedaan paling besar pada NACA 6412 dengan selisih sebesar 42%. Pada kecepatan 7 m/s yang memiliki perbedaan paling kecil pada NACA 4412 dengan selisih sebesar 13%.

Tabel 4.13 Perbandingan *drag coefficient* dan *lift coefficient* Airfoil pada Ansys Fluent dan *Wind Tunnel* sudut serang 5°

No.	Tipe NACA	$v$ (m/s)	Ansys Fluent		<i>Wind Tunnel</i>	
			$C_D$	$C_L$	$C_D$	$C_L$
1.	NACA 2412	3	0,004981	0,038892	0,005446	0,052694
		4	0,005760	0,043030	0,004139	0,049643
		5	0,005686	0,043486	0,003337	0,044574
		7	0,005525	0,043781	0,002931	0,048868
2.	NACA 4412	3	0,005471	0,055079	0,004490	0,061584
		4	0,006326	0,057689	0,003601	0,064646
		5	0,005761	0,059597	0,003337	0,066977
		7	0,005464	0,060251	0,002756	0,078261
3.	NACA 6412	3	0,007171	0,069354	0,004490	0,088255
		4	0,007982	0,070934	0,004139	0,079648
		5	0,007532	0,073592	0,003681	0,076579
		7	0,007278	0,074598	0,003809	0,083159
No.	Tipe NACA	$v$ (m/s)	Error			
			$C_D$	$C_L$	Mean	
1.	NACA 2412	3	9%	35%	22%	
		4	28%	15%	22%	
		5	41%	3%	22%	
		7	47%	12%	29%	
2.	NACA 4412	3	18%	12%	15%	
		4	43%	12%	28%	
		5	42%	12%	27%	
		7	50%	30%	40%	
3.	NACA 6412	3	37%	27%	32%	
		4	48%	12%	30%	
		5	51%	4%	28%	
		7	48%	11%	30%	



Gambar 4.15 Grafik Perbandingan *drag coefficient* Airfoil pada Ansys Fluent dan *Wind Tunnel* sudut serang 5° terhadap kecepatan



Gambar 4.16 Grafik Perbandingan *lift coefficient* Airfoil pada Ansys Fluent dan *Wind Tunnel* sudut serang 5° terhadap Kecepatan

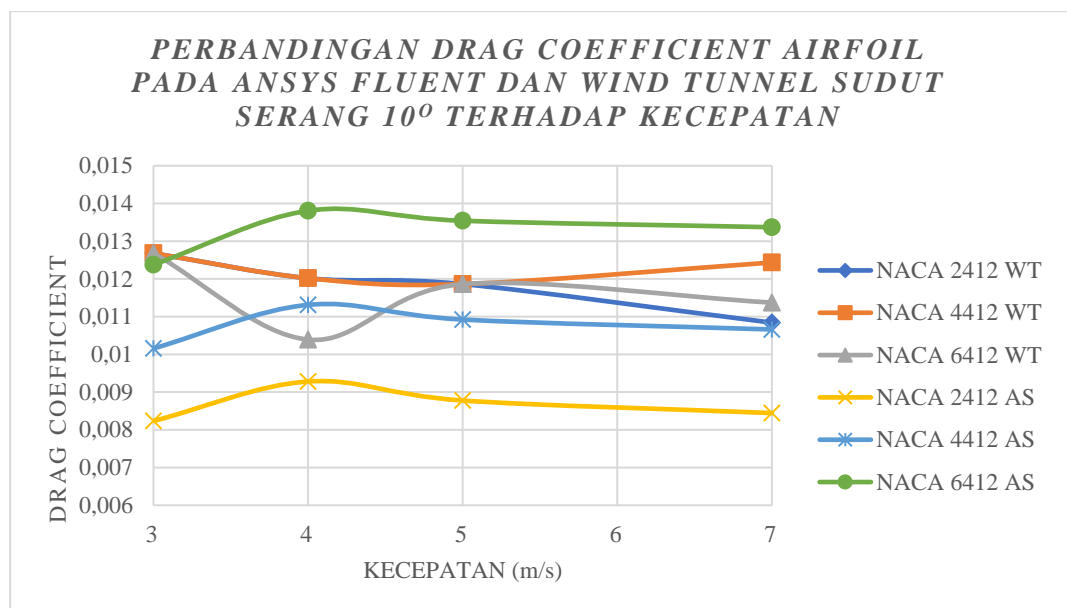
Berdasarkan tabel 4.13 dapat dilihat bahwa terjadi perbedaan hasil antara pengujian menggunakan *wind tunnel* (WT) dan *Ansys Fluent* (AS) untuk variasi sudut serang 5°. Pada kecepatan 3 m/s yang memiliki perbedaan paling besar pada NACA 6412 dengan selisih sebesar 32%. Pada kecepatan 3 m/s yang memiliki

perbedaan paling kecil pada NACA 4412 dengan selisih sebesar 15%. Pada kecepatan 4 m/s yang memiliki perbedaan paling besar pada NACA 6412 dengan selisih sebesar 30%. Pada kecepatan 4 m/s yang memiliki perbedaan paling kecil pada NACA 2412 dengan selisih sebesar 22%. Pada kecepatan 5 m/s yang memiliki perbedaan paling besar pada NACA 6412 dengan selisih sebesar 28%. Pada kecepatan 5 m/s yang memiliki perbedaan paling kecil pada NACA 2412 dengan selisih sebesar 22%. Pada kecepatan 7 m/s yang memiliki perbedaan paling besar pada NACA 4412 dengan selisih sebesar 40%. Pada kecepatan 7 m/s yang memiliki perbedaan paling kecil pada NACA 2412 dengan selisih sebesar 29%.

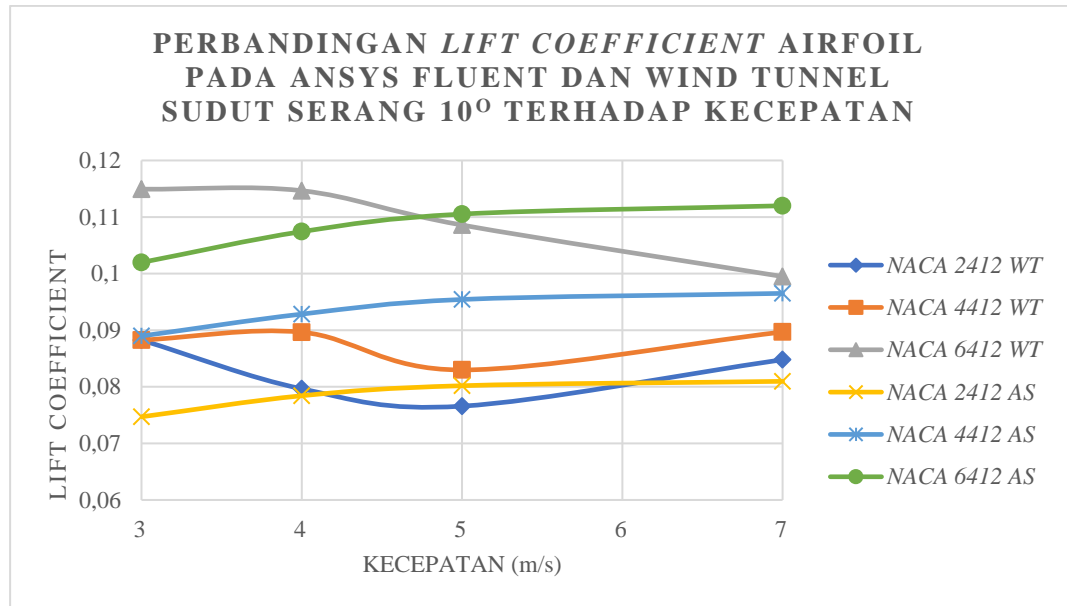
Tabel 4.14 Perbandingan *drag coefficient* dan *lift coefficient* Airfoil pada Ansys Fluent dan *Wind Tunnel* sudut serang 10°

No.	Tipe NACA	$v$ (m/s)	Ansys Fluent		<i>Wind Tunnel</i>	
			$C_D$	$C_L$	$C_D$	$C_L$
1.	NACA 2412	3	0,008234	0,074699	0,012680	0,088255
		4	0,009281	0,078420	0,012019	0,079648
		5	0,008777	0,080193	0,011863	0,076579
		7	0,008444	0,080963	0,010840	0,084792
2.	NACA 4412	3	0,010158	0,088975	0,012680	0,088255
		4	0,011312	0,092844	0,012019	0,089649
		5	0,010923	0,095431	0,011863	0,082980
		7	0,010660	0,096506	0,012435	0,089691
3.	NACA 6412	3	0,012378	0,101972	0,012680	0,114925
		4	0,013806	0,107419	0,010391	0,114653
		5	0,013542	0,110523	0,011863	0,108584
		7	0,013370	0,111993	0,011371	0,099488
No.	Tipe NACA	$v$ (m/s)	Error			
			$C_D$	$C_L$	Mean	
1.	NACA 2412	3	54%	18%	36%	
		4	30%	2%	16%	
		5	35%	5%	20%	
		7	28%	5%	17%	

2.	NACA 4412	3	25%	1%	13%
		4	6%	3%	5%
		5	9%	13%	11%
		7	17%	7%	12%
3.	NACA 6412	3	2%	13%	8%
		4	25%	7%	16%
		5	12%	2%	7%
		7	15%	11%	13%



Gambar 4.17 Grafik Perbandingan *drag coefficient* Airfoil pada Ansys Fluent dan *Wind Tunnel* sudut serang  $10^{\circ}$  terhadap kecepatan

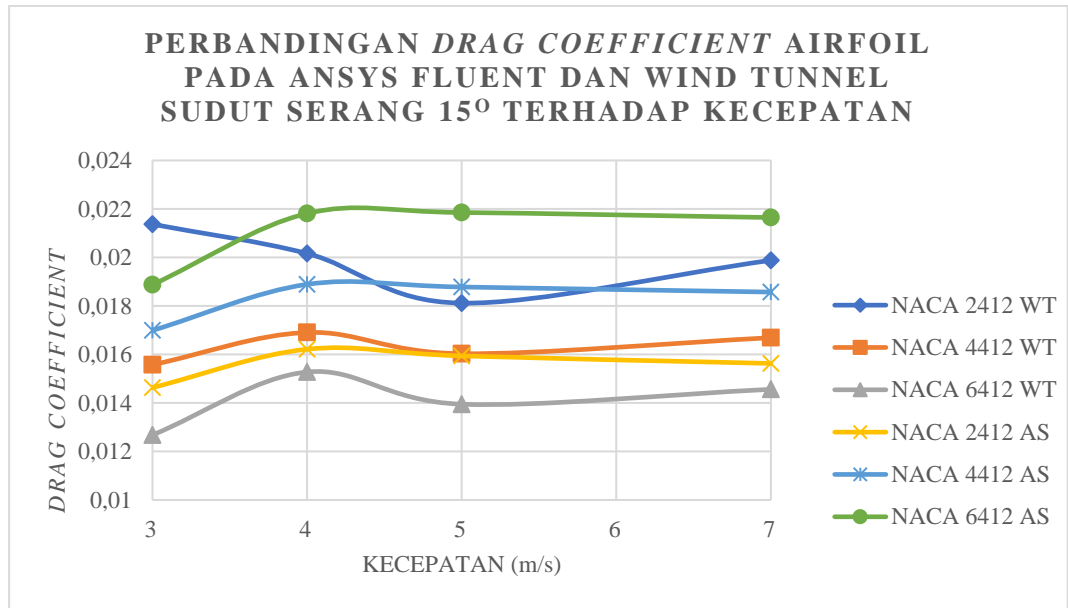


Gambar 4.18 Grafik Perbandingan *lift coefficient* Airfoil pada Ansys Fluent dan *Wind Tunnel* sudut serang 10° terhadap Kecepatan

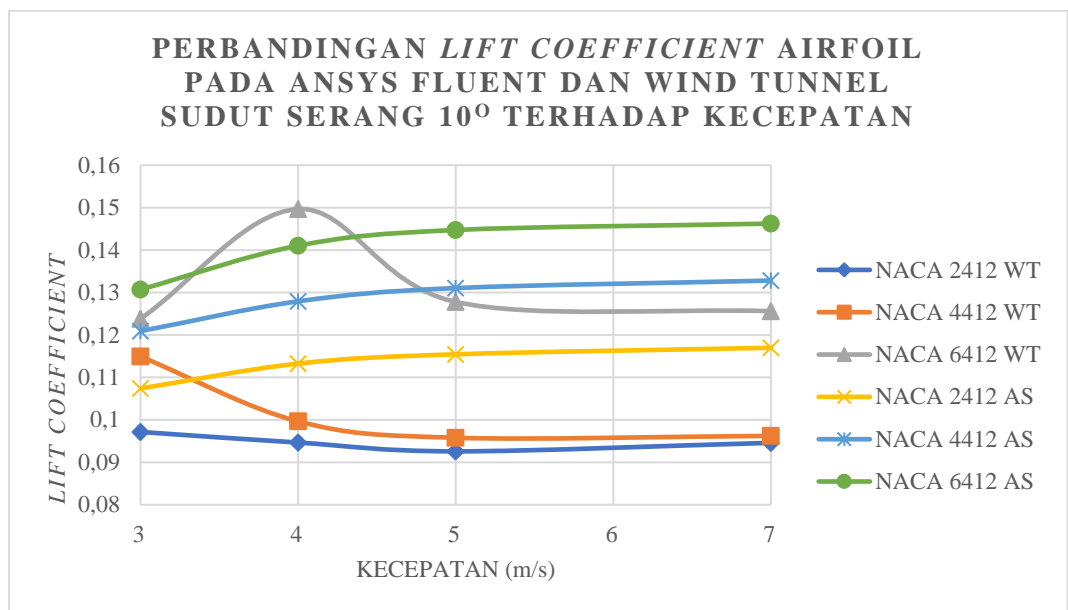
Berdasarkan tabel 4.14 dapat dilihat bahwa terjadi perbedaan hasil antara pengujian menggunakan *wind tunnel (WT)* dan *Ansys Fluent (AS)* untuk variasi sudut serang 10°. Pada kecepatan 3 m/s yang memiliki perbedaan paling besar pada NACA 2412 dengan selisih sebesar 36%. Pada kecepatan 3 m/s yang memiliki perbedaan paling kecil pada NACA 6412 dengan selisih sebesar 8%. Pada kecepatan 4 m/s yang memiliki perbedaan paling besar pada NACA 6412 dengan selisih sebesar 16 %. Pada kecepatan 4 m/s yang memiliki perbedaan paling kecil pada NACA 4412 dengan selisih sebesar 5%. Pada kecepatan 5 m/s yang memiliki perbedaan paling besar pada NACA 2412 dengan selisih sebesar 20%. Pada kecepatan 5 m/s yang memiliki perbedaan paling kecil pada NACA 6412 dengan selisih sebesar 7%. Pada kecepatan 7 m/s yang memiliki perbedaan paling besar pada NACA 2412 dengan selisih sebesar 17 %. Pada kecepatan 7 m/s yang memiliki perbedaan paling kecil pada NACA 4412 dengan selisih sebesar 12%.

Tabel 4.15 Perbandingan *drag coefficient* dan *lift coefficient* Airfoil pada Ansys Fluent dan *Wind Tunnel* sudut serang 15°

No.	Tipe NACA	$v$ (m/s)	Ansys Fluent		<i>Wind Tunnel</i>	
			$C_D$	$C_L$	$C_D$	$C_L$
1.	NACA 2412	3	0,014635	0,107407	0,021368	0,097145
		4	0,016216	0,113253	0,020164	0,094650
		5	0,015940	0,115444	0,018118	0,092581
		7	0,015630	0,116990	0,019882	0,094590
2.	NACA 4412	3	0,016992	0,120903	0,015576	0,114925
		4	0,018890	0,127927	0,016906	0,099651
		5	0,018782	0,131048	0,016033	0,095782
		7	0,018572	0,132815	0,016691	0,096223
3.	NACA 6412	3	0,018877	0,130705	0,012680	0,123816
		4	0,021811	0,141039	0,015277	0,149659
		5	0,021852	0,144735	0,013948	0,127787
		7	0,021645	0,146241	0,014563	0,125615
No.	Tipe NACA	$v$ (m/s)	Error			
			$C_D$	$C_L$	Mean	
1.	NACA 2412	3	46%	10%	28%	
		4	24%	16%	20%	
		5	14%	20%	17%	
		7	27%	19%	23%	
2.	NACA 4412	3	8%	5%	7%	
		4	10%	22%	16%	
		5	15%	27%	21%	
		7	10%	28%	19%	
3.	NACA 6412	3	33%	5%	19%	
		4	30%	6%	18%	
		5	36%	12%	24%	
		7	33%	14%	23%	



Gambar 4.19 Grafik Perbandingan *drag coefficient* Airfoil pada Ansys Fluent dan *Wind Tunnel* sudut serang 15° terhadap kecepatan



Gambar 4.20 Grafik Perbandingan *lift coefficient* Airfoil pada Ansys Fluent dan *Wind Tunnel* sudut serang 15° terhadap Kecepatan

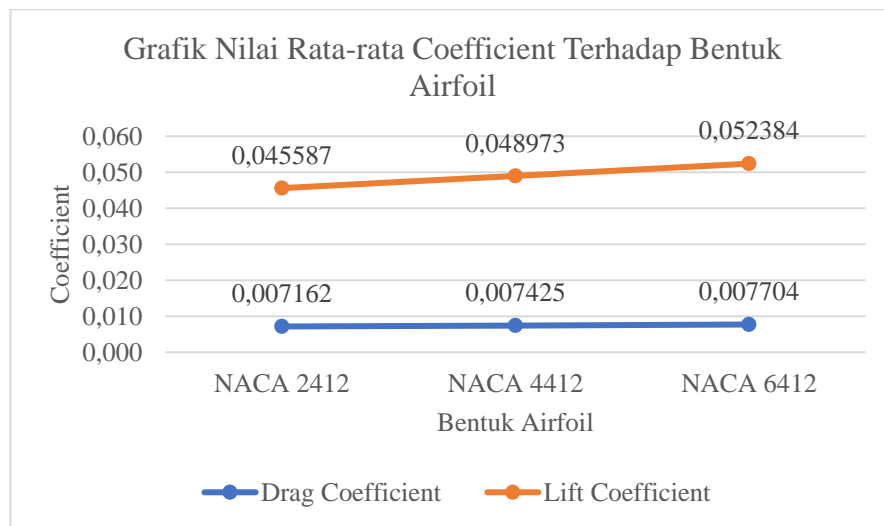
Berdasarkan tabel 4.15 dapat dilihat bahwa terjadi perbedaan hasil antara pengujian menggunakan *wind tunnel* (WT) dan *Ansys Fluent* (AS) untuk variasi sudut serang 15°. Pada kecepatan 3 m/s yang memiliki perbedaan paling besar pada NACA 2412 dengan selisih sebesar 28%. Pada kecepatan 3 m/s yang memiliki



perbedaan paling kecil pada NACA 4412 dengan selisih sebesar 7%. Pada kecepatan 4 m/s yang memiliki perbedaan paling besar pada NACA 2412 dengan selisih sebesar 20%. Pada kecepatan 4 m/s yang memiliki perbedaan paling kecil pada NACA 4412 dengan selisih sebesar 16%. Pada kecepatan 5 m/s yang memiliki perbedaan paling besar pada NACA 6412 dengan selisih sebesar 24%. Pada kecepatan 5 m/s yang memiliki perbedaan paling kecil pada NACA 2412 dengan selisih sebesar 17%. Pada kecepatan 7 m/s yang memiliki perbedaan paling besar pada NACA 6412 dengan selisih sebesar 23%. Pada kecepatan 7 m/s yang memiliki perbedaan paling kecil pada NACA 4412 dengan selisih sebesar 19%.

#### 4.4 Evaluasi Hasil Data Bentuk *Airfoil* Terhadap Nilai *Coefficient*

Hasil data *coefficient* dirata-rata berdasarkan bentuk *Airfoil*-nya, data dari yang diperoleh digabungkan untuk mendapat nilai yang lebih akurat. Pada grafik di bawah dapat dilihat, bahwa *Drag coefficient* berdasarkan urutan nilai yang paling besar adalah NACA 6412, NACA 4412 dan NACA 2412 dengan nilai 0,007704; 0,007425 dan 0,007162. Sedangkan *lift coefficient* berdasarkan urutan nilai yang paling besar adalah NACA 6412, NACA 4412 dan NACA 2412 dengan nilai 0,052384; 0,048973 dan 0,045587.

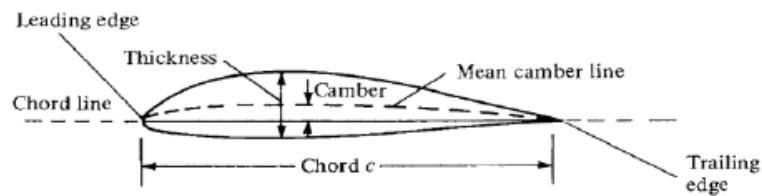


Gambar 4.21 Grafik nilai rata-rata *coefficient* terhadap bentuk *airfoil*

Dapat disimpulkan semakin besar *chamber* maka semakin besar pula nilai *drag coefficient* dan *lift coefficient*. Penyebab perbedaan mengapa nilai *drag coefficient* memiliki selisih yang kecil berdasarkan bentuk *airfoil*, karena besar

ketebalan yang dimiliki oleh ketiga airfoil tersebut adalah sama sehingga luas penampang yang menghambat aliran udara adalah sama pula yaitu  $27,6 \text{ cm}^2$ .

Faktor yang mempengaruhi perubahan nilai *lift coefficient* adalah besar chamber yang dimiliki dari bentuk *airfoil*. Ketiga bentuk *airfoil* ini, memiliki geometri yang hampir mirip karena chamber yang terletak pada posisi yang sama yaitu 40% dari panjang *chord* dan memiliki ketebalan 12% dari panjang *chord*-nya. Hal ini, ditunjukkan pada 3 digit terakhir dari *airfoil-airfoil* ini memiliki angka yang sama, yaitu 412. Pembeda dari ketiga bentuk *airfoil* ini adalah besar *chamber* atau kelengkungannya.

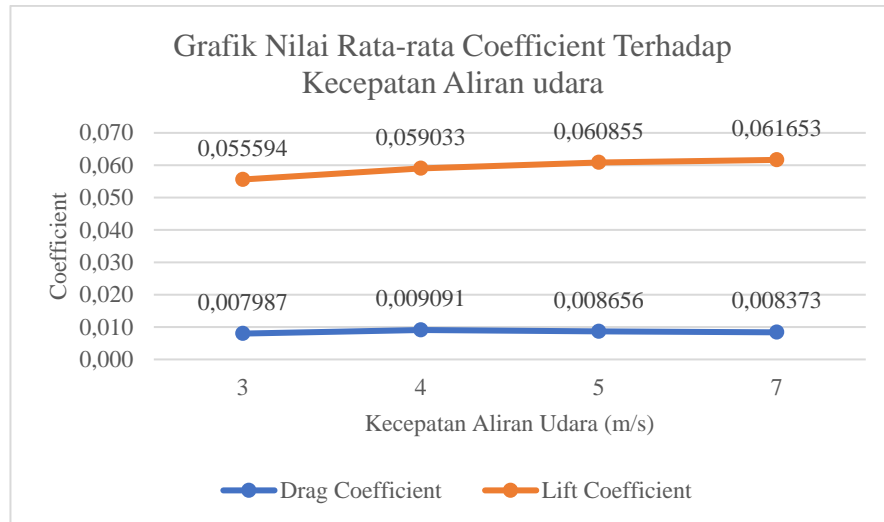


Gambar 4.22 Bagian pada *airfoil*

Seperti yang dijelaskan pada BAB-BAB sebelumnya, bentuk *airfoil* dibuat untuk mendapatkan nilai *drag* yang jauh lebih kecil daripada nilai *lift*, oleh sebab itu pada grafik nilai *drag* dan *lift* memiliki selisih yang sangat jauh hingga 0,04468.

#### 4.5 Evaluasi Hasil Data Kecepatan Aliran udara Terhadap Nilai *Coefficient*

Hasil data yang diperoleh dari pengujian yang dilakukan dapat digolongkan berdasarkan kecepatan aliran udara. Nilai *coefficient* dirata-rata berdasarkan kecepatan aliran udara. Dapat dilihat pada grafik dibawah, *drag coefficient* berdasarkan urutan nilai yang paling besar adalah kecepatan 4, 5, 7 dan 3 m/s dengan nilai sebesar 0,009092; 0,008656; 0,008373 dan 0,007987. Sedangkan *lift coefficient* berdasarkan urutan nilai yang paling besar adalah kecepatan 7, 5, 4 dan 3 m/s dengan nilai sebesar 0,055594; 0,059033; 0,060855 dan 0,061653. Dapat disimpulkan semakin besar nilai kecepatan aliran udara maka semakin kecil pula *drag coefficient*, tetapi tidak berlaku untuk kecepatan 3 m/s karena bentuk aliran udara dalam kondisi laminar. Sedangkan untuk *lift coefficient*, semakin besar kecepatan aliran udara, maka semakin besar pula *lift coefficient*.



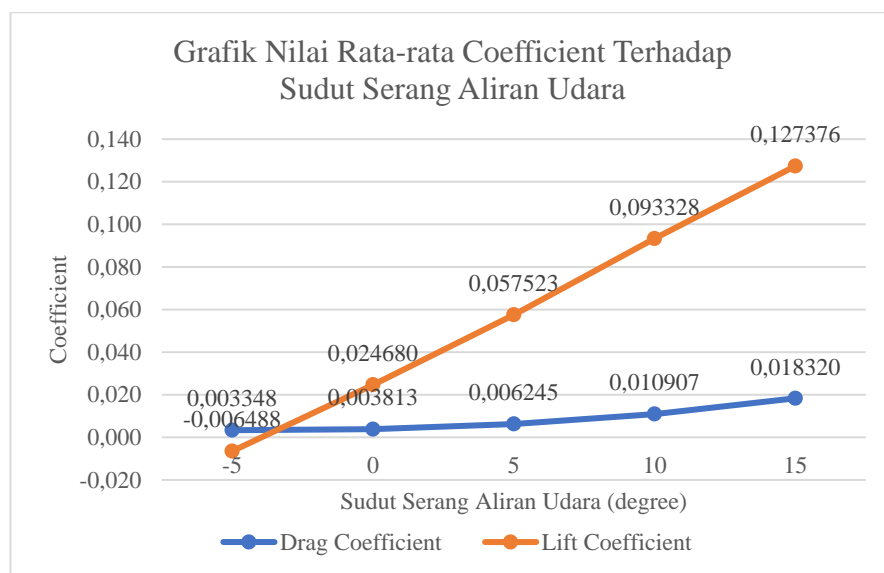
Gambar 4.23 Grafik nilai rata-rata *coefficient* terhadap kecepatan aliran udara

Penyebab terjadinya perbedaan nilai *coefficient* terhadap kecepatan aliran udara, yaitu jenis aliran udaranya. Aliran udara yang dimiliki oleh kecepatan 3 m/s adalah laminar yang seperti diungkapkan pada bab 3. Dengan membandingkan nilai kritis pada masing-masing kecepatan aliran udara, dengan nilai kritis bilangan Reynold pada plat datar dan bola, maka jenis aliran adalah turbulen. Dari asumsi fluida yang digunakan adalah dengan temperature dan densitas tetap sehingga jenis alirannya adalah laminar untuk  $Re_3$ , *intermittent or transitional flow* untuk  $Re_4$  dan turbulen untuk  $Re_5$  dan  $Re_7$ . Dari jenis aliran udara, aliran transisi dari laminar menjadi turbulen yang memiliki nilai *drag coefficient* terbesar karena ada aliran yang belum stabil dibelakang *airfoil* dan semakin tinggi kecepatan aliran udara yang dimiliki maka bentuk alirannya pun stabil dan cepat meninggalkan *airfoil*.

Pada *lift coefficient* memiliki perubahan yang berbanding lurus, yaitu semakin tinggi nilai kecepatan aliran udara, maka semakin tinggi pula nilai *lift coefficient*. Hal ini dipengaruhi oleh tekanan atau gaya yang berikan aliran udara. *Airfoil* sendiri memang telah diciptakan untuk mendapatkan nilai gaya angkat yang semakin besar setiap ada kenaikan kecepatan aliran udara.

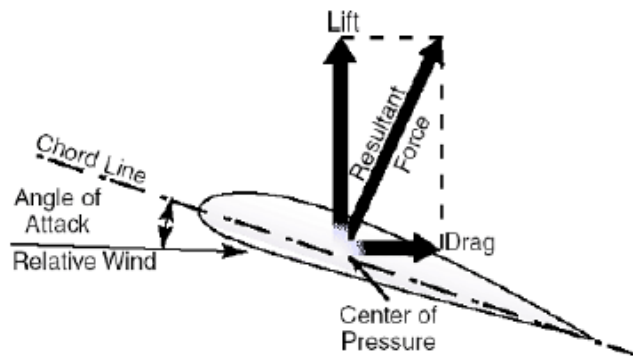
#### 4.6 Evaluasi Hasil Data Sudut Serang Aliran Udara Terhadap Nilai *Coefficient*

Hasil data yang diperoleh dari pengujian yang dilakukan dapat dikelompokkan berdasarkan sudut serang aliran udara. Nilai *coefficient* dirata-rata berdasarkan sudut serang aliran udara. Dapat dilihat pada grafik dibawah, *drag coefficient* berdasarkan urutan nilai yang paling besar adalah sudut 15°, 10°, 5°, 0° dan -5° dengan nilai 0,003348; 0,003813; 0,006245; 0,010907 dan 0,018320. Sedangkan *lift coefficient* berdasarkan urutan nilai yang paling besar adalah sudut 15°, 10°, 5°, 0° dan -5° dengan nilai -0,006488; 0,024680; 0,057523; 0,093328 dan 0,127376. Dapat disimpulkan semakin besar sudut serang aliran udara, maka semakin besar pula nilai *drag coefficient* dan *lift coefficient*.



Gambar 4.24 Grafik nilai rata-rata *coefficient* terhadap sudut serang aliran udara

Penyebab terjadinya perbedaan antara setiap sudut serang aliran udara, yaitu karena luas penampang pada setiap sudut memiliki luasan yang berbeda dan ada pengaruh dari aliran udara. Pada nilai *drag coefficient* memiliki selisih yang besar daripada nilai *drag coefficient* terhadap Kecepatan aliran udara dan bentuk *airfoil*. Karena ada perubahan posisi dari *airfoil* seperti yang ditunjukkan pada gambar dibawah ini.



Gambar 4.25 Gaya aerodinamika *airfoil*

Pada *lift coefficient* terdapat perubahan yang sangat besar dari setiap kenaikan sudut serang aliran udara. Hal ini dibantu oleh aliran udara yang mendorong dan mengikat pada permukaan bawah *airfoil*. Bentuk aliran udara mendukung *airfoil* untuk memiliki nilai gaya angkat yang besar.

#### 4.7 Evaluasi Hasil Pengujian pada Ansys dan *Wind Tunnel*

Variasi jenis *airfoil*:

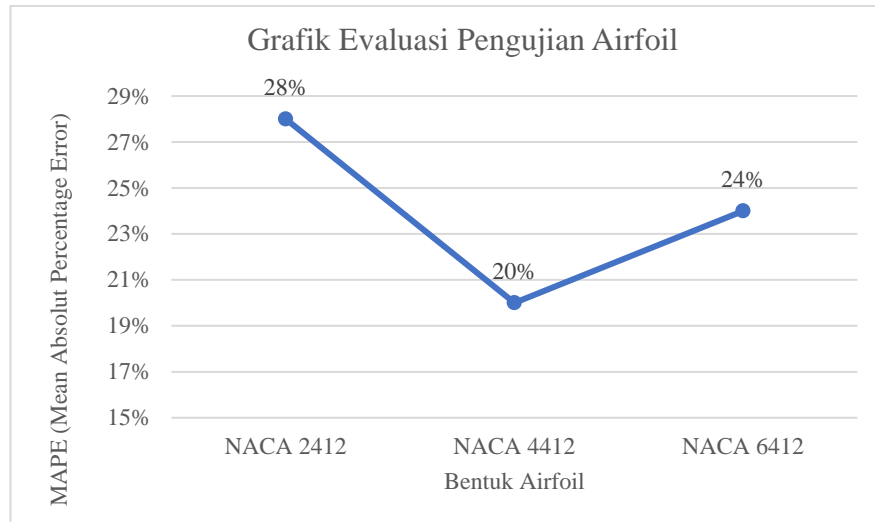
NACA 2412  
 NACA 4412  
 NACA 6412

} Dengan sub-variabel yang sama

Tabel 4.16 Evaluasi hasil hambatan *airfoil*

No.	Variasi	MAPE (Mean Absolut Percentage Error)
1.	NACA 2412	28%
2.	NACA 4412	20%
3.	NACA 6412	24%

Dari tabel 4.16 dapat dilihat bahwa nilai persentase tingkat kesalahan data antara pengujian Ansys dengan *wind tunnel* pada variasi NACA 2412 sebesar 28% yang mana termasuk dalam layak. Kemudian pada variasi NACA 4412 sebesar 20% yang mana termasuk dalam layak. Kemudian pada variasi NACA 6412 sebesar 24% yang mana termasuk dalam layak.



Gambar 4.25 Grafik evaluasi pengujian *airfoil*

Berdasarkan katagori nilai MAPE (Mean Absolute Percentage Error) dapat ditafsirkan pengujian secara numerik dapat memberikan hasil yang layak. Karena nilai MAPE terbesar kurang dari 50% dan lebih dari 20%. Faktor yang dapat mempengaruhi nilai persentase ini adalah tingkat keakurasian dan proses pengujian dan pengambilan data.