

BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN

4.1 Hasil

Data ini merupakan hasil penelitian untuk pengujian replika sayap delta memakai sudut 30° dan 60° dengan metode simulasi dengan menggunakan ansys 14.5 dan kemudian membandingkannya dengan hasil *wind tunnel*.

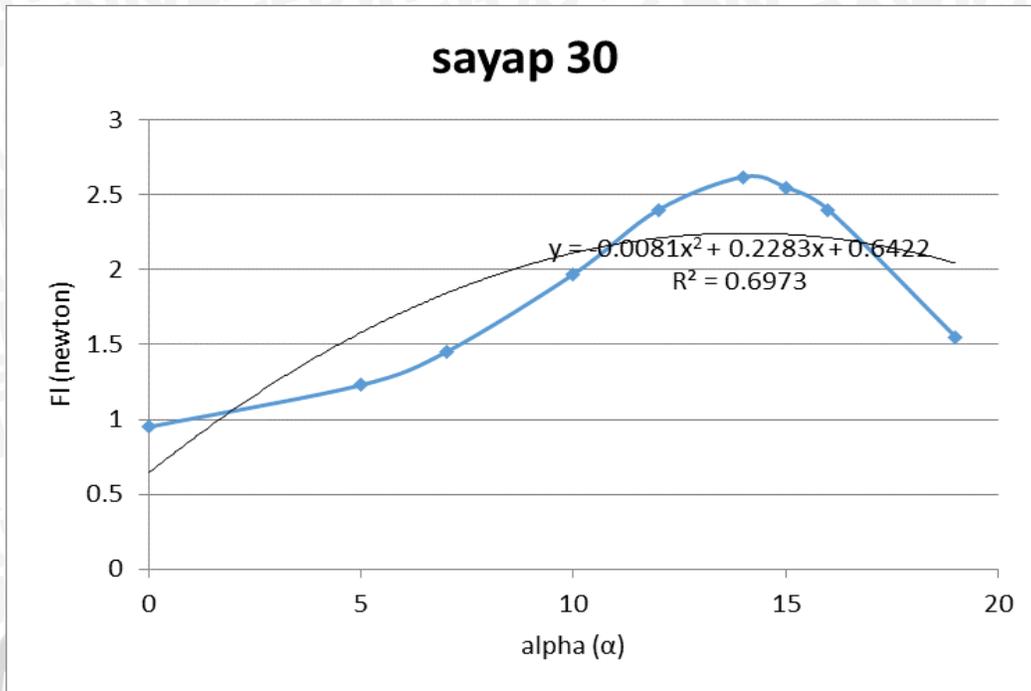
4.1.1 Data Hasil Pengujian *Wind Tunnel* (validasi)

Hasil analisis data aerodinamika untuk sayap delta dengan airfoil NACA 2415 berupa *force drag* dan *lift* pada pengujian *wind tunnel*.

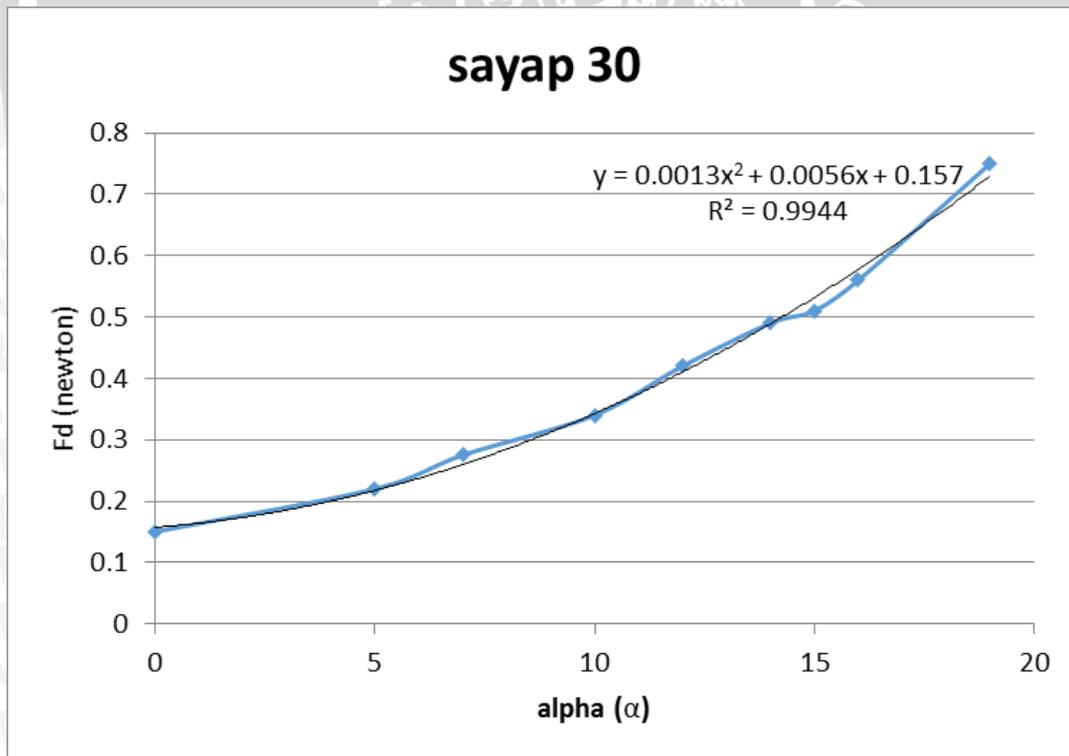
Tabel 4.1 Data Analisa Aerodinamik dari Sayap Delta 30° dan 60°

sayap 60 derajat			sayap 30 derajat		
alpha	F_d (N)	F_l (N)	alpha	F_d (N)	F_l (N)
0	0.15	0.55	0	0.15	0.95
7	0.3	1.35	5	0.22	1.23
13	0.53	1.98	7	0.275	1.45
19	1	2.4	10	0.34	1.97
21	1.12	2.53	12	0.42	2.4
23	1.2	2.65	14	0.49	2.62
24	1.25	2.55	15	0.51	2.55
25	1.35	2.43	16	0.56	2.4
			19	0.75	1.55

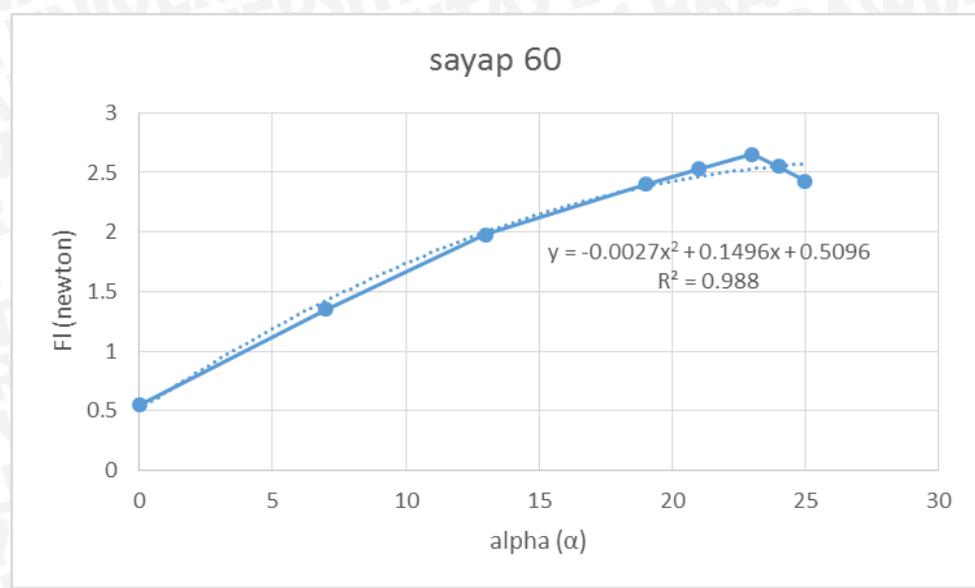
Berdasarkan variasi sudut serang (α) untuk tabel 4.1 akan membentuk grafik *force lift* (F_l) dan *force drag* (F_d).



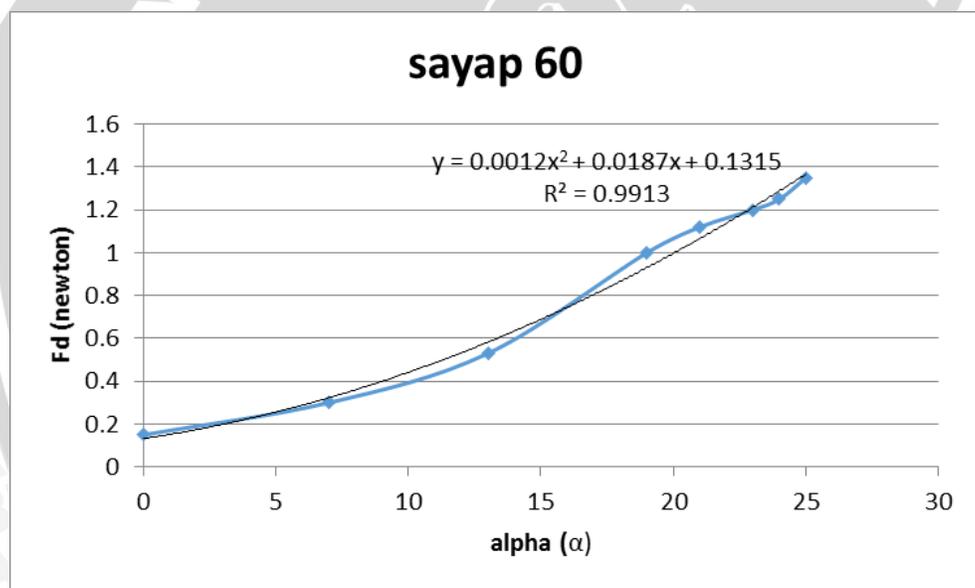
Grafik 4.1 *force lift* untuk *wind tunnel* sayap delta 30°



Grafik 4.2 *force drag* untuk *wind tunnel* sayap delta 30°



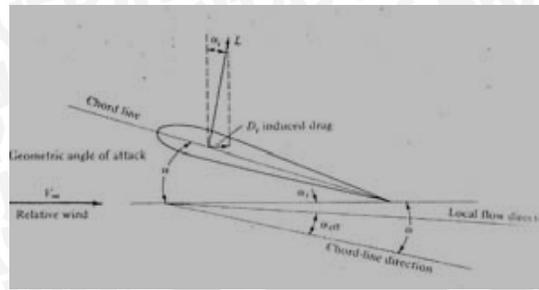
Grafik 4.3 force lift untuk wind tunnel sayap delta 60°



Grafik 4.4 force drag untuk wind tunnel sayap 60°

4.1.2 Data Hasil Pengujian simulation (Ansys 14.5)

Hasil analisis data aerodinamika untuk sayap delta dengan airfoil NACA 2415 berupa *force* dari *vektor* x dan y pada pengujian simulasi Ansys 14.5 yang kemudian diolah menggunakan rumus dasar teori yang ada pada bab 2 yang dimana gambar 4.1 menunjukkan gaya lift dan drag yang dibentuk oleh sudut serang (α) akan dipecah dalam bentuk vector gaya x dan y.



Gambar 4.1 hubungan antara sudut serang (α) dengan vector gaya x dan y

Sumber : Ghods, Mehrdard, 2001 ; 6

$$F_d = (F_x \cos \alpha) + (F_y \sin \alpha)$$

$$F_l = (F_x \sin \alpha) - (F_y \cos \alpha)$$

Frank M white, 1991; 39 (2-2)

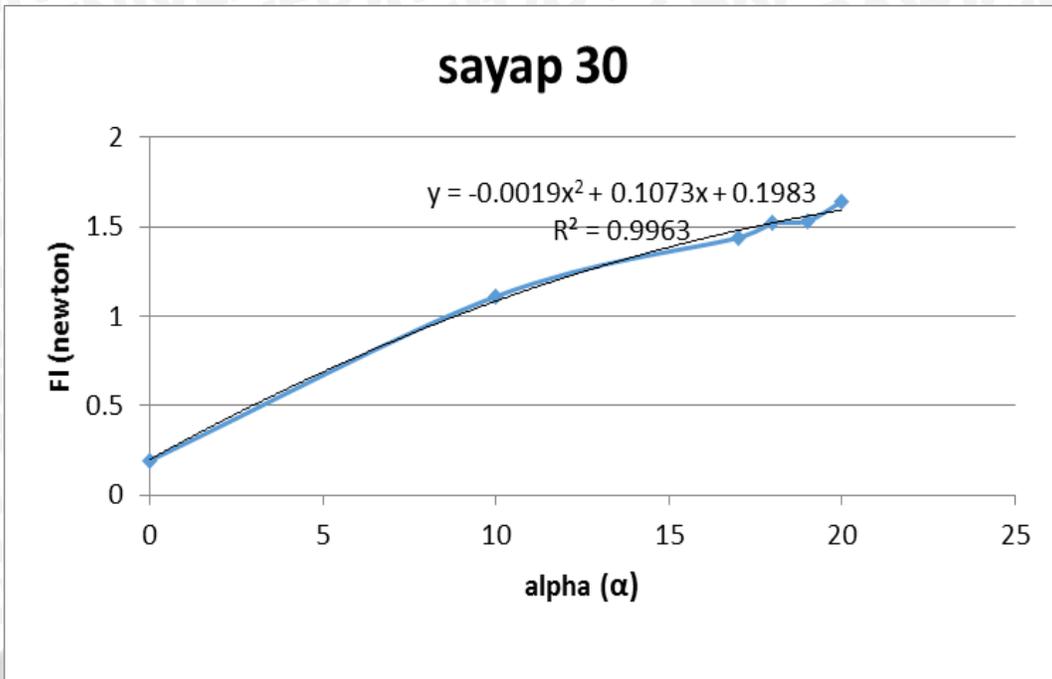
untuk menghitung *force lift* dan *drag* dengan menggunakan *microsoft excel 2010* yang kemudian masing-masing rumus dimasukkan ke dalam kolom F_d dan F_l . Dan menghasilkan tabel sebagai berikut,

Tabel 4.2 hasil pengujian simulasi menggunakan *Ansys 14.5* sayap 30° dan 60°

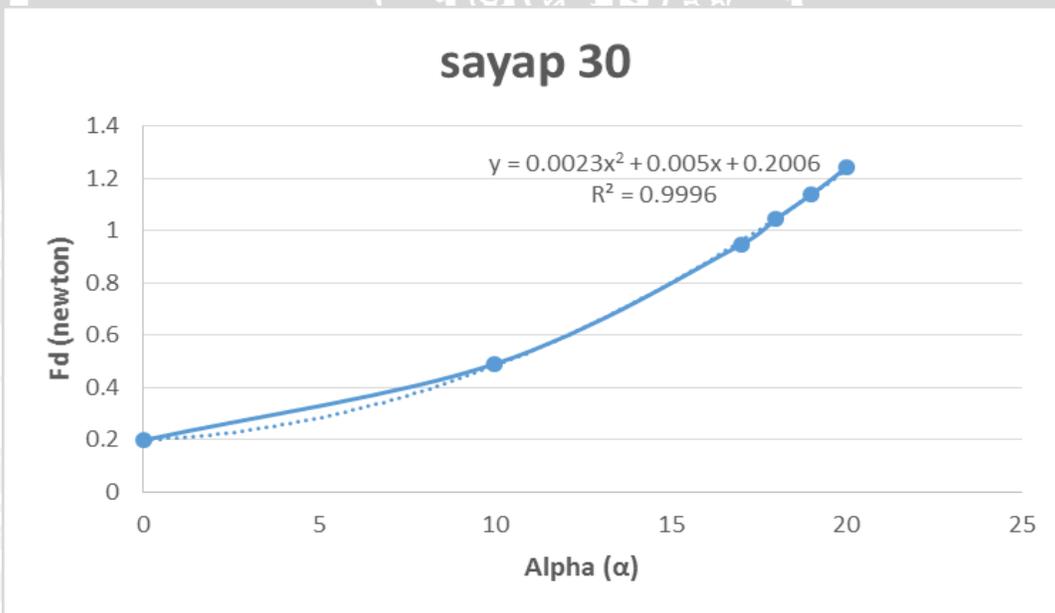
sayap 60 (simulasi)							
alpha	FX	FY	FD	FL	Rad	cos(a)	sin(a)
0	0.126539	0.247128	0.126539	0.247128	0	1	0
10	0.337759	0.667384	0.448518	0.598593	0.174533	0.984808	0.173648
17	0.486441	0.886893	0.724489	0.705918	0.296706	0.956305	0.292372
18	0.50862	0.872842	0.75345	0.67295	0.314159	0.951057	0.309017
19	0.526279	0.831351	0.768268	0.614718	0.331613	0.945519	0.325568
20	0.543236	0.785243	0.779044	0.552089	0.349066	0.939693	0.34202

sayap 30 (simulasi)							
alpha	FX	FY	FD	FL	Rad	cos(a)	sin(a)
0	0.199123	0.192677	0.199123	0.192677	0	1	0
10	0.290586	1.177995	0.490728	1.109639	0.174533	0.984808	0.173648
17	0.483336	1.652362	0.945321	1.438848	0.296706	0.956305	0.292372
18	0.524201	1.766995	1.044577	1.518525	0.314159	0.951057	0.309017
19	0.576224	1.81782	1.136655	1.531182	0.331613	0.945519	0.325568
20	0.604325	1.966424	1.240436	1.641143	0.349066	0.939693	0.34202

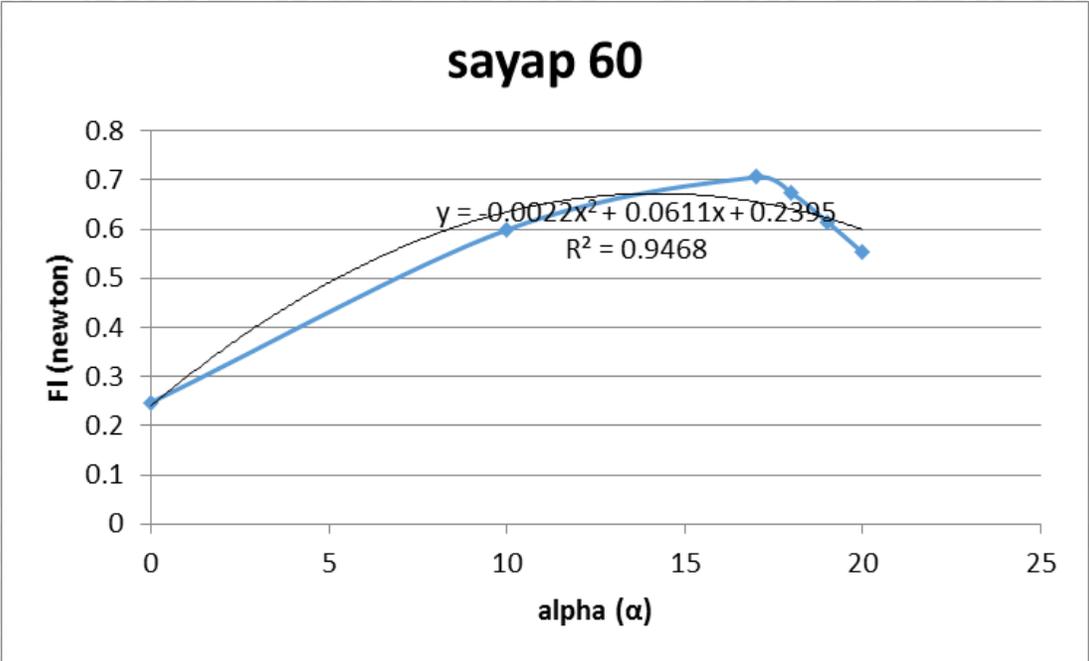
Berdasarkan variasi sudut serang (α) untuk tabel 4.2 akan membentuk grafik *force lift* (F_l) dan *force drag* (F_d).



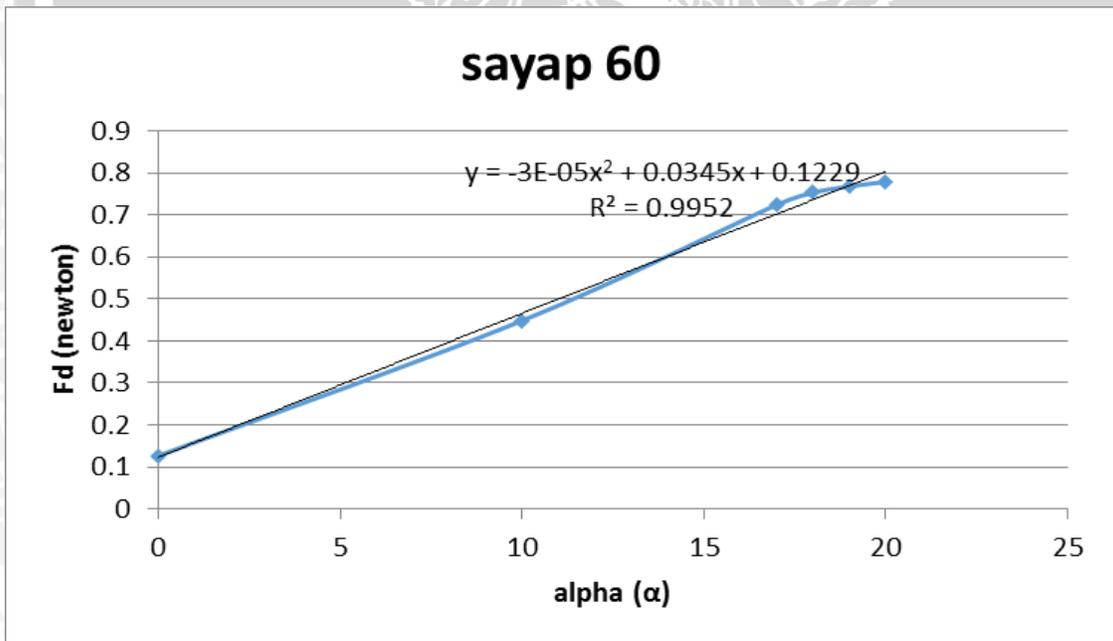
Grafik 4.5 force lift untuk simulasi sayap delta 30°



Grafik 4.6 force drag untuk simulasi sayap delta 30°



Grafik 4.7 force lift untuk simulasi sayap delta 60°

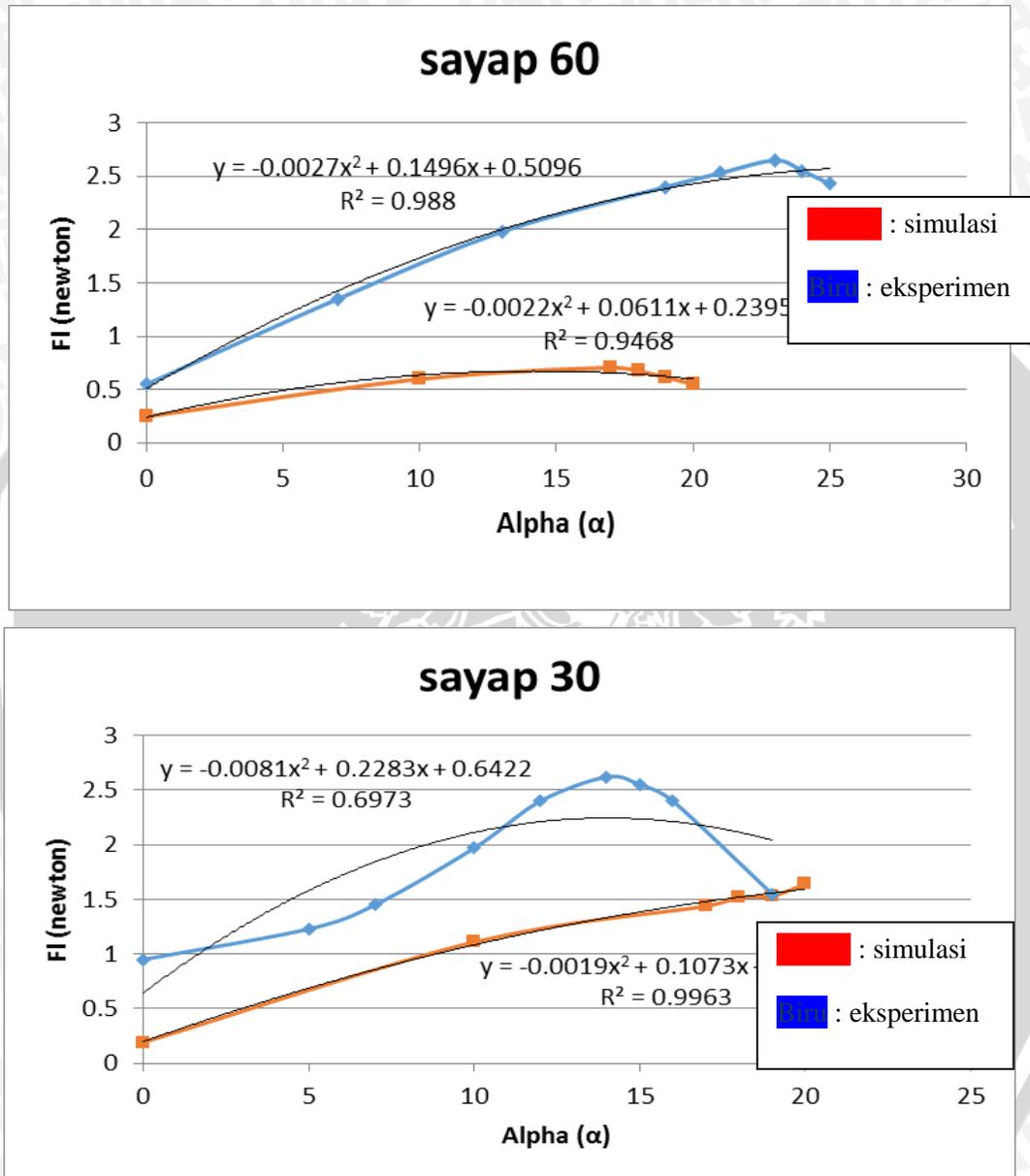


Grafik 4.8 force drag simulasi untuk sayap 60°

4.2 Pembahasan

4.2.1 Pembahasan data simulasi dan data validasi (*wind tunnel*) untuk *force lift* sayap delta

30° dan 60°



Grafik 4.9 Perbandingan hasil *Force lift* terhadap variasi sudut serang (*alpha*) untuk sayap 30° dan 60°

Dari grafik 4.9 dapat dilihat bahwa semakin meningkatnya sudut serang *alpha* dapat meningkatkan gaya *force lift*. Pada awal sampai akhir pada grafik mempunyai titik kecenderungan sama hal ini disebabkan semakin bertambahnya sudut serang semakin meningkat pula *coeffisient force lift* yang dicapai. Karena adanya terjangan angin setiap luasan berbeda pada

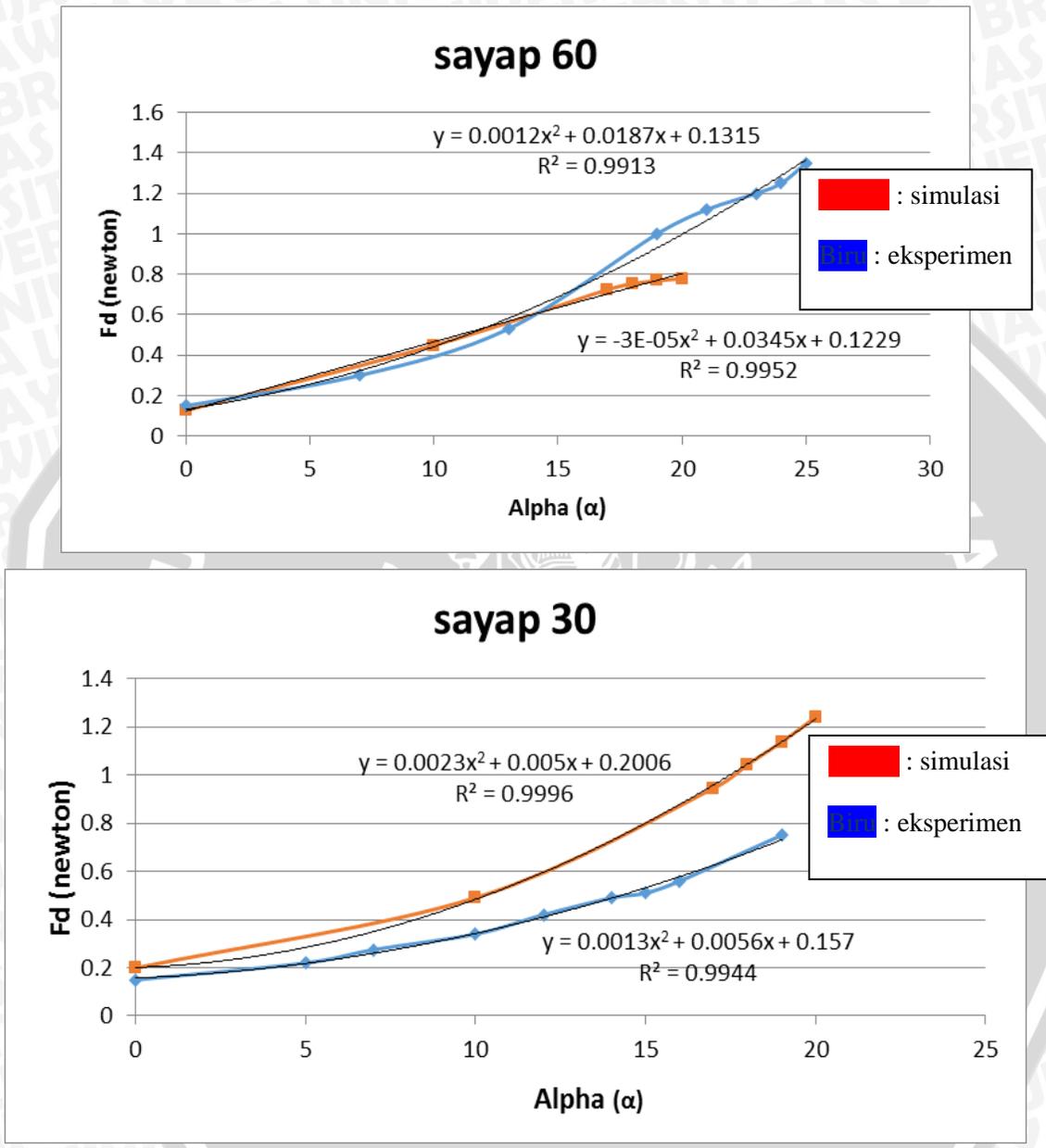
setiap peningkatan sudut serang. Dengan demikian liftnya pun akan meningkat. Hal ini sesuai teori pada persamaan 2-3 berikut,

$$C_l \approx \frac{2\pi \sin(\alpha + 2h/c)}{1 + 2/AR} \quad \text{Frank M white, 1991; 43} \quad (2-3)$$

Untuk titik *stall* tertinggi dicapai dalam grafik eksperimen sayap delta 60 dengan sudut serang α 23° sebesar 2,65 newton. Berturut-turut grafik eksperimen sayap delta 30 dengan sudut serang 14° sebesar 2,62 newton dan kemudian grafik simulasi sayap delta 30 sebesar 1,64 newton pada sudut serang 20° dan belum diketahui titik *stall*, lalu grafik simulasi sayap delta 60 pada sudut serang 18° sebesar 0,67 newton.

Terdapat banyak perbedaan dari pemvalidasian antara kedua grafik, hal ini dikarenakan perbedaan universal yang mencolok adalah kurang rapat dan tidak terukurnya hasil *mesh* pada simulasi ansys 14.5 sehingga tidak akurat hasil dari grafik simulasi. Juga penggunaan kondisi *default* ideal yang terdapat pada penentuan *material* (*air*) pada *FLUENT* 14.5 yakni kondisi tersebut mengkonstantakan *specific heat* sebesar 1004.43 J/kg. K, *thermal konduktivty* sebesar 0.0242w.m/K dan viscositas udara sebesar 1.7894e-05 kg/m.s sehingga menghasilkan pengaturan *default software* temperatur 300 °K, sedangkan pada eksperimental kami tidak memperhatikan semua kondisi tersebut melainkan kondisi kecepatan dan suhu ruangan masing-masing sebesar 25° C dan 17 m/s sehingga terjadi perbedaan perhitungan pada *software ANSYS* 14.5. Disana juga terdapat *error* pada alat pengukuran kecepatan yang dimana pengkalibrasian tidak tepat saat *wind tunnel* itu diam, sehingga kami sedikit sulit memperkirakan pemasukan data yang sesuai sebesar 0.05 mach pada *boundary condition* (*velocity inlet*).

4.2.2 Pembahasan data simulasi dan data validasi (*wind tunnel*) untuk *force drag* sayap delta 30° dan 60°



Grafik 4.10 Perbandingan hasil *Force drag* terhadap variasi sudut serang (alpha) untuk sayap 30° dan 60°

Dari grafik 4.9 dapat dilihat bahwa semakin meningkatnya sudut serang alpha dapat meningkatkan gaya *force drag*. Pada awal sampai akhir pada grafik mempunyai titik kecenderungan sama hal ini disebabkan semakin bertambahnya sudut serang semakin meningkat pula *coeffisient force drag* yang dicapai. Karena adanya terjangan angin setiap luasan berbeda

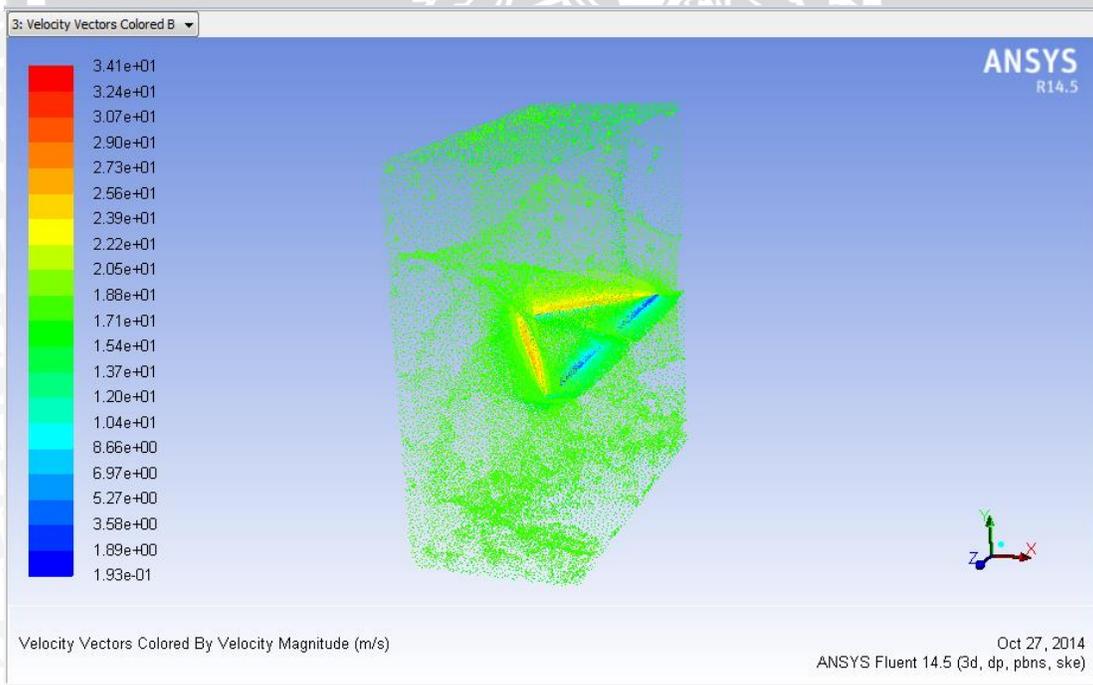
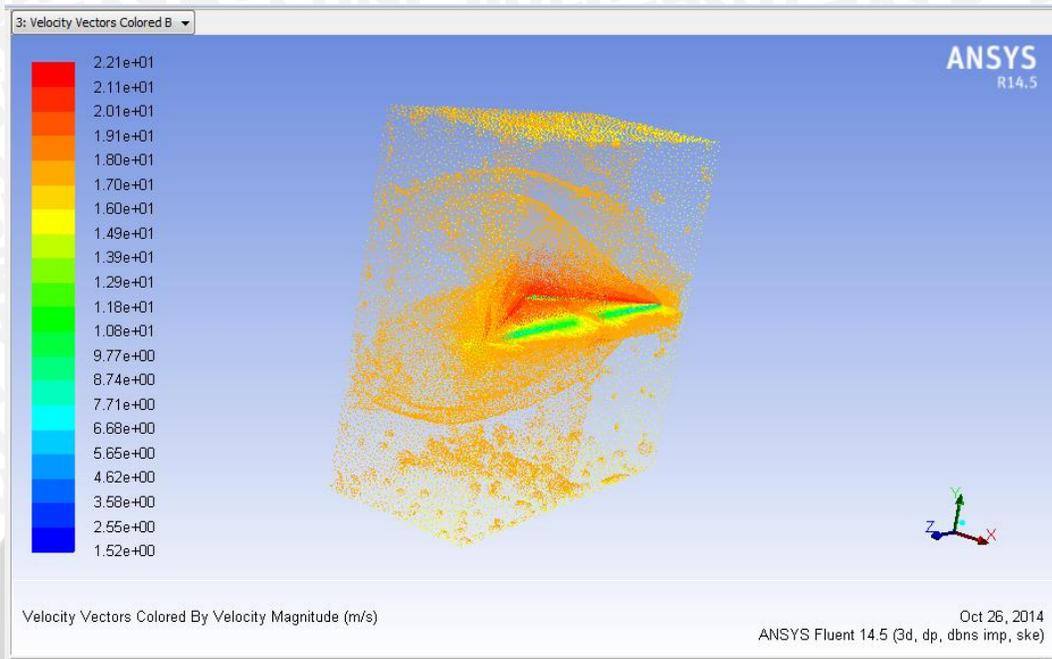
pada setiap peningkatan sudut serang. Dengan demikian liftnya pun akan meningkat. Hal ini sesuai teori pada bab 2 dengan persamaan 2-4 berikut,

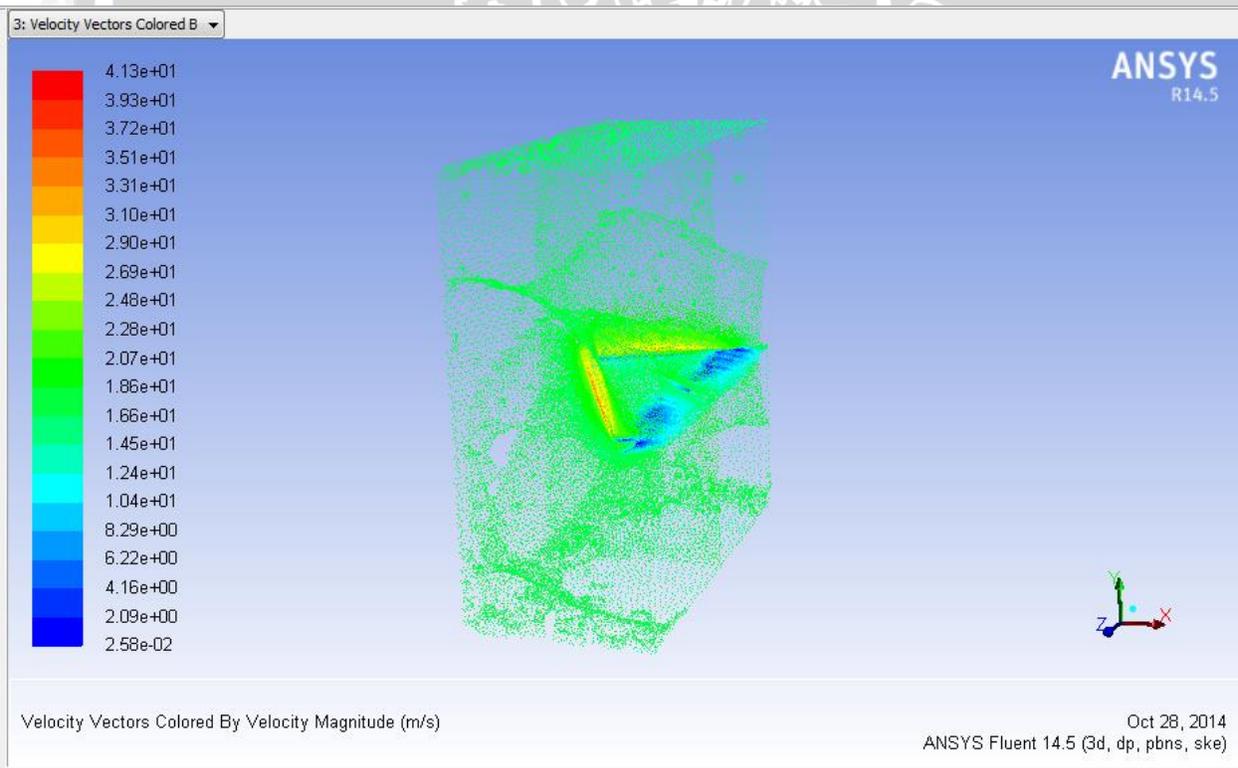
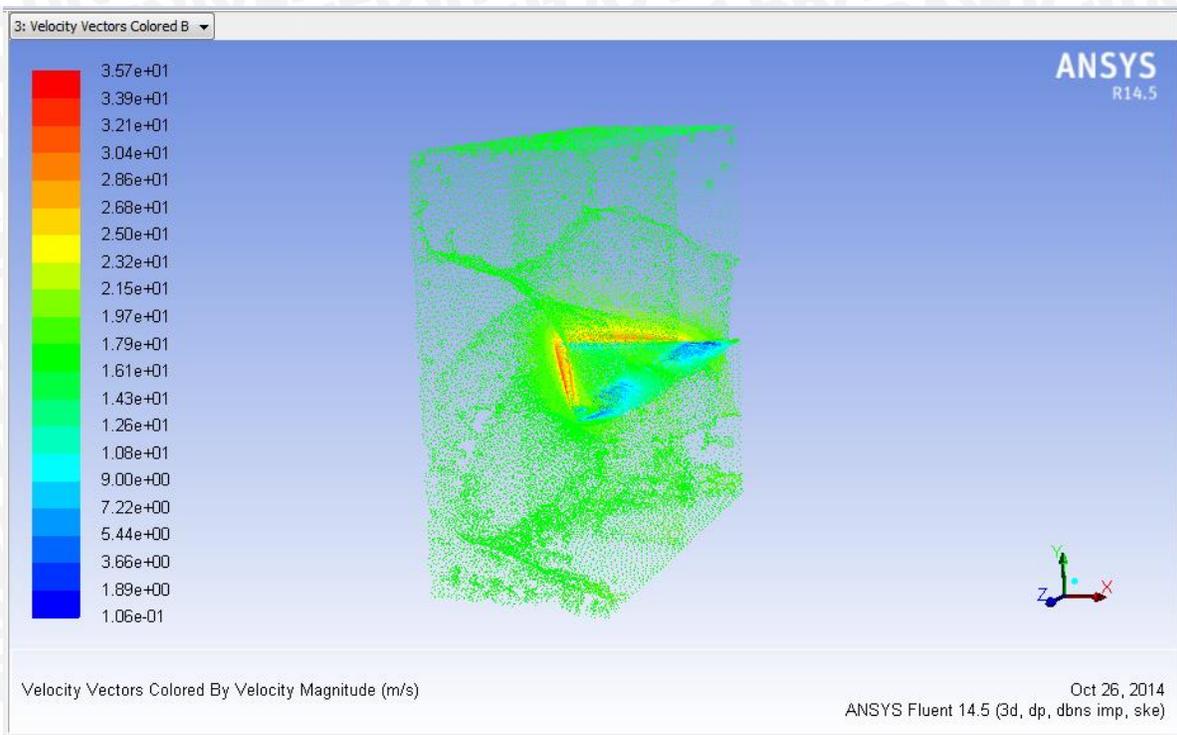
$$C_d \approx C_{d\infty} + \frac{C_l^2}{\pi AR} \quad \text{Frank M white, 1991; 43} \quad (2-4)$$

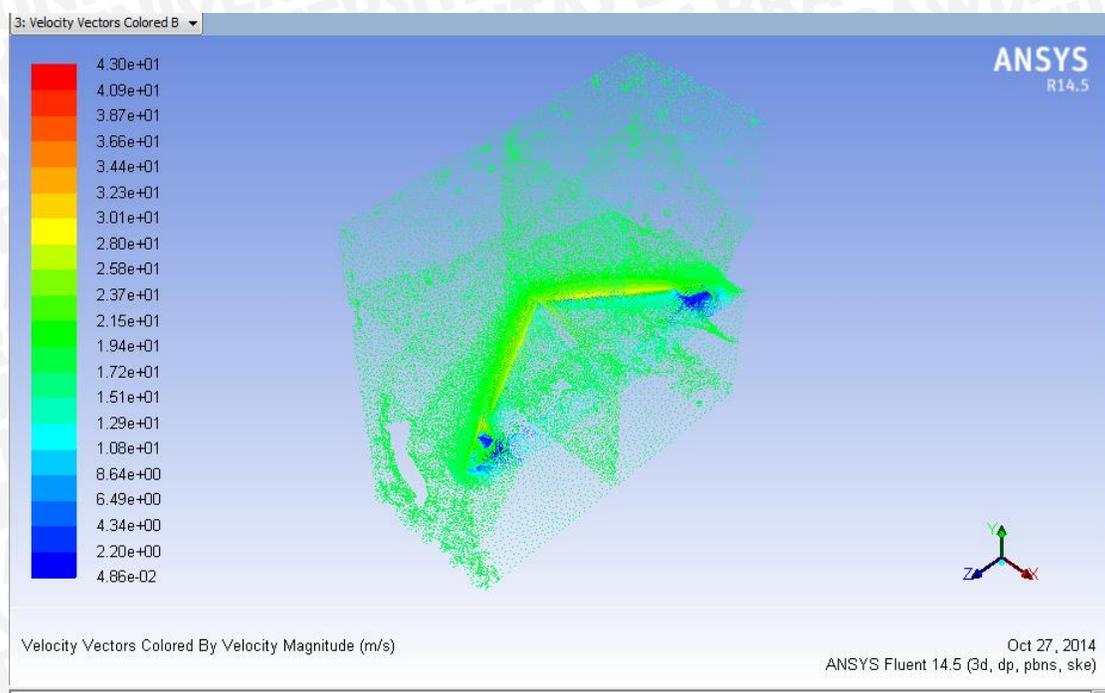
Kondisi *drag* otomatis mengikuti apa yang terdapat pada kondisi *lift*. Terdapat banyak perbedaan dari pemvalidasian antara kedua grafik, hal ini dikarenakan perbedaan universal yang mencolok adalah kurang rapat dan tidak terukurnya hasil *mesh* pada simulasi ansys 14.5 sehingga tidak akurat hasil dari grafik simulasi. Juga penggunaan kondisi *default* ideal yang terdapat pada penentuan *material (air)* pada *FLUENT* 14.5 yakni kondisi tersebut mengkonstantakan *specific heat* sebesar 1004.43 J/kg. K, *thermal konduktivty* sebesar 0.0242w.m/K dan viscositas udara sebesar 1.7894e-05 kg/m.s sehingga menghasilkan pengaturan *default software* temperatur 300 °K, sedangkan pada eksperimental kami tidak memperhatikan semua kondisi tersebut melainkan kondisi kecepatan dan suhu ruangan masing-masing sebesar 25° C dan 17 m/s sehingga terjadi perbedaan perhitungan pada *software ANSYS* 14.5. Disana juga terdapat *error* pada alat pengukuran kecepatan yang dimana pengkalibrasian tidak tepat saat *wind tunnel* itu diam, sehingga kami sedikit sulit memperkirakan pemasukan data yang sesuai sebesar 0.05 mach pada *boundary condition (velocity inlet)*. Kemudian, kami juga menggunakan pengaturan *default* pada *Fluent* 14.5 untuk mengatur kekasaran permukaan yaitu *no-slip* sebesar 0.5 mikron, sedangkan kami tidak menyamakannya dengan spesimen uji kami sehingga hal ini dimungkinkan timbulnya perbedaan pada grafik.

4.3 Hasil simulasi

4.3.1 Simulasi sayap delta 30



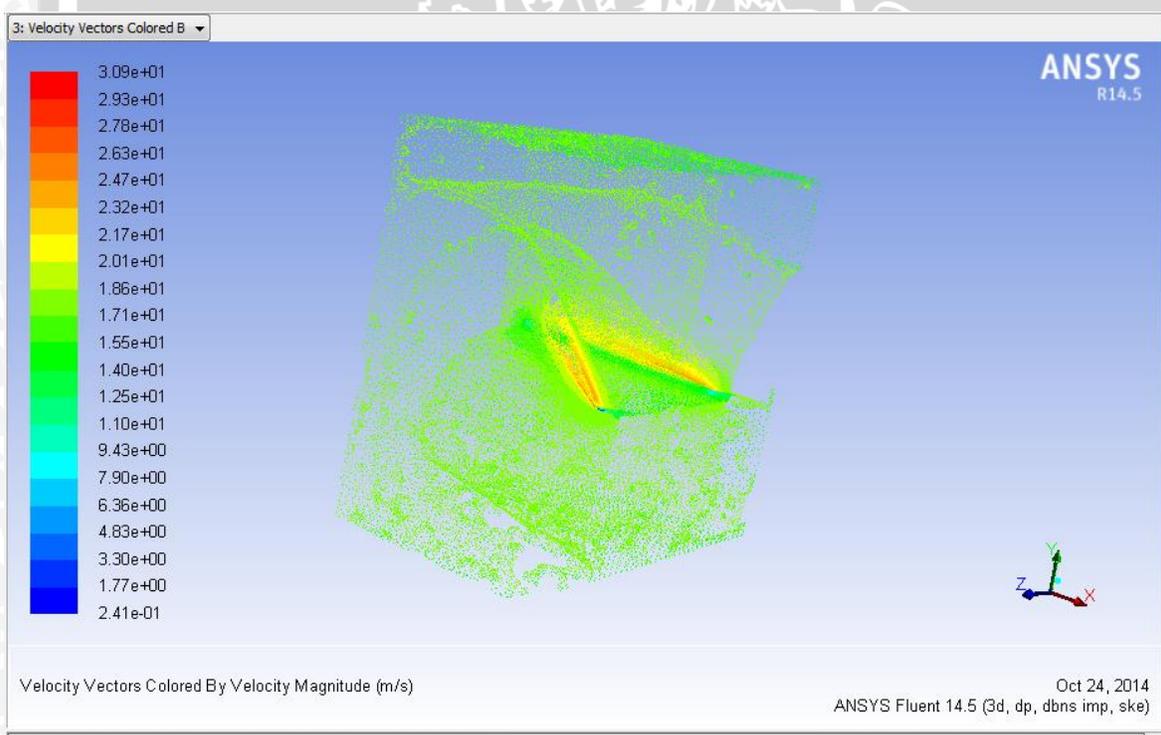
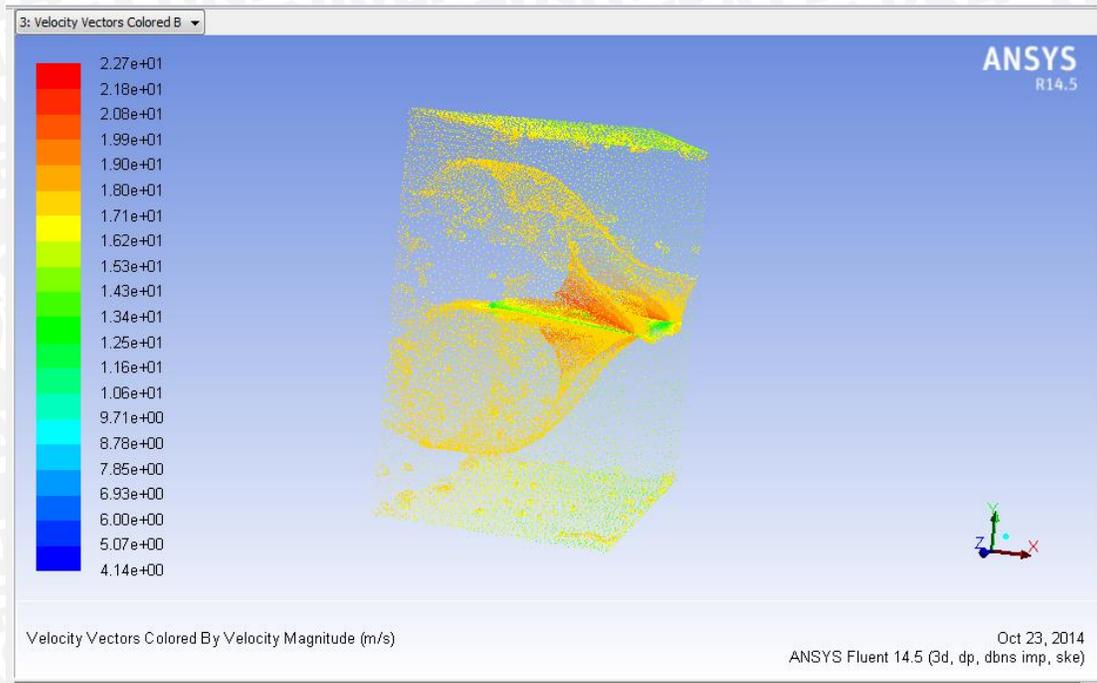


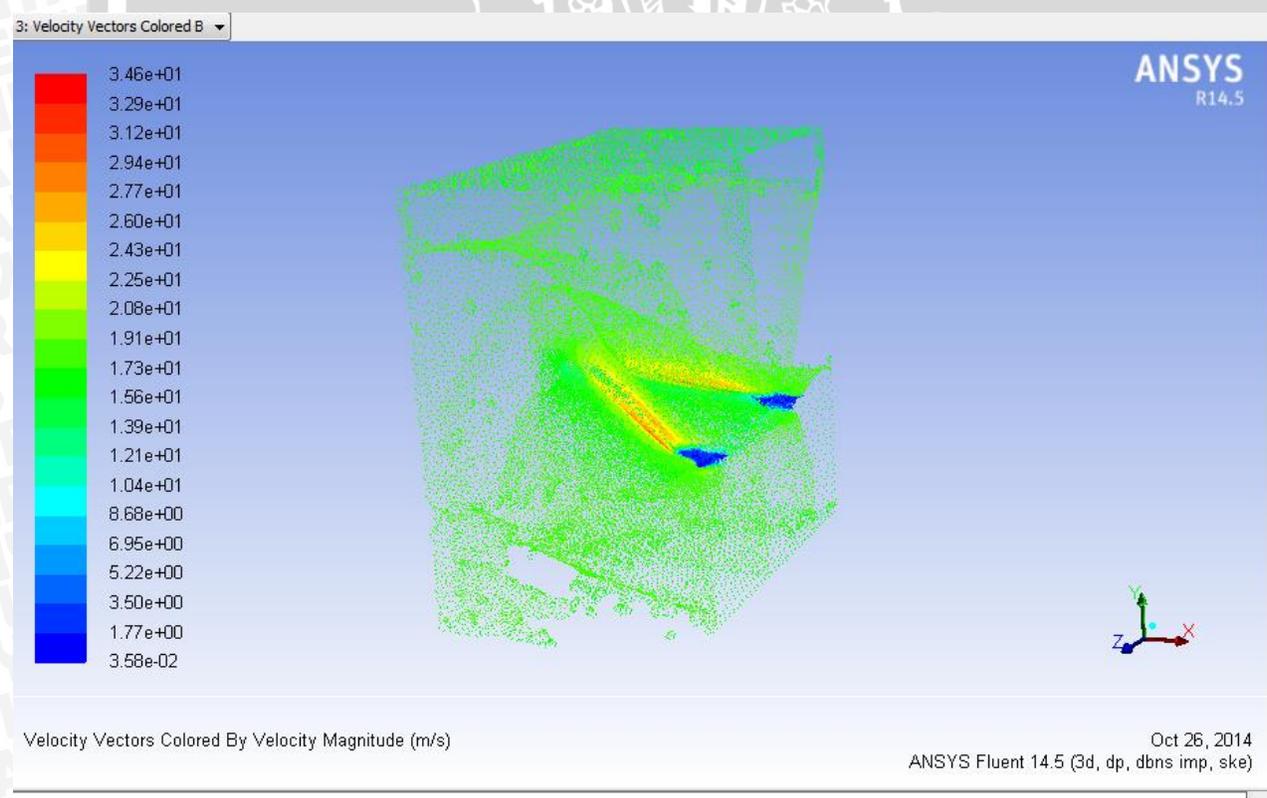
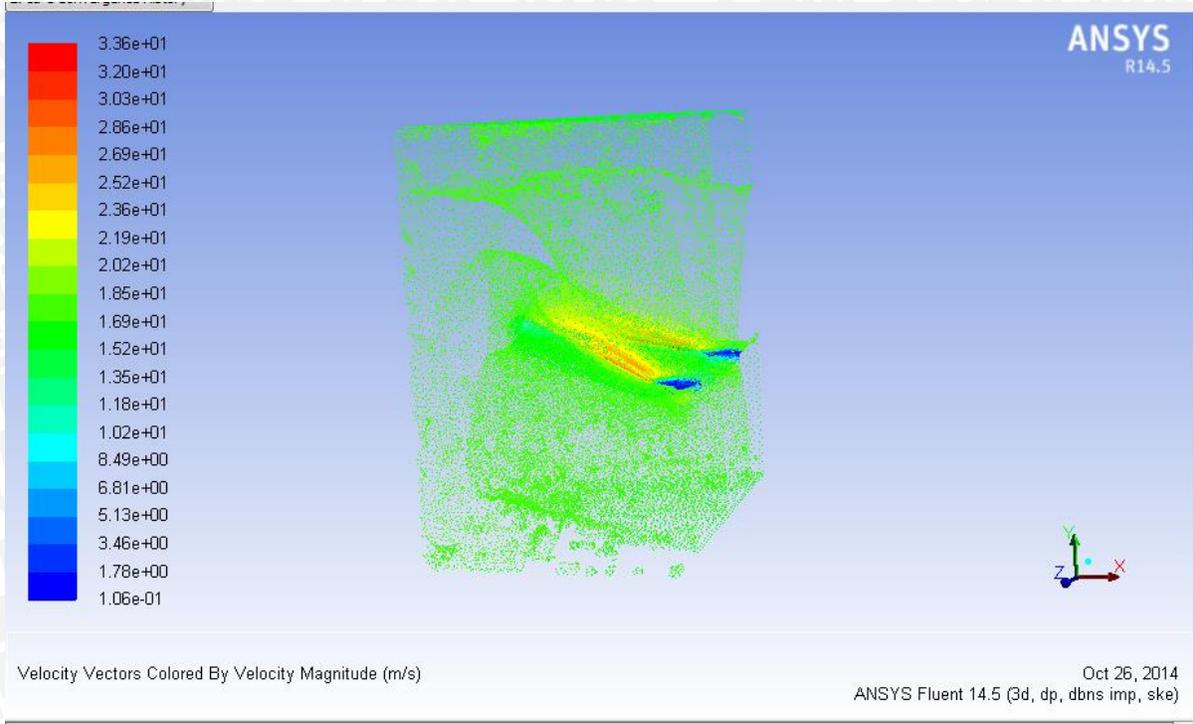


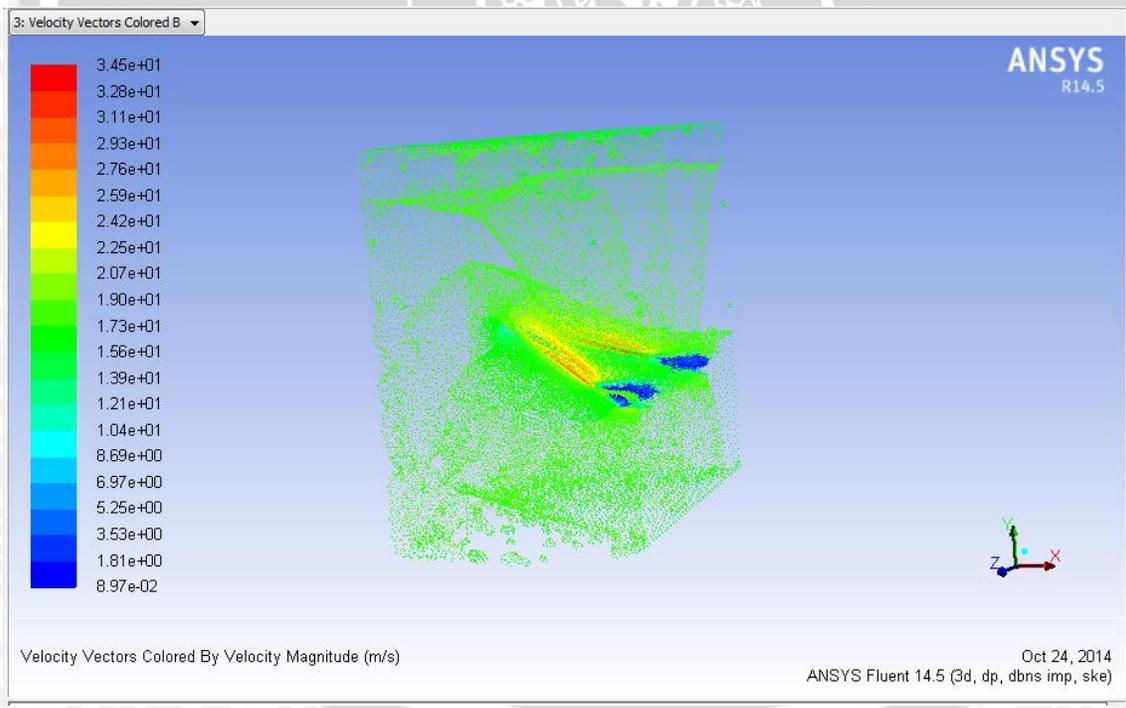
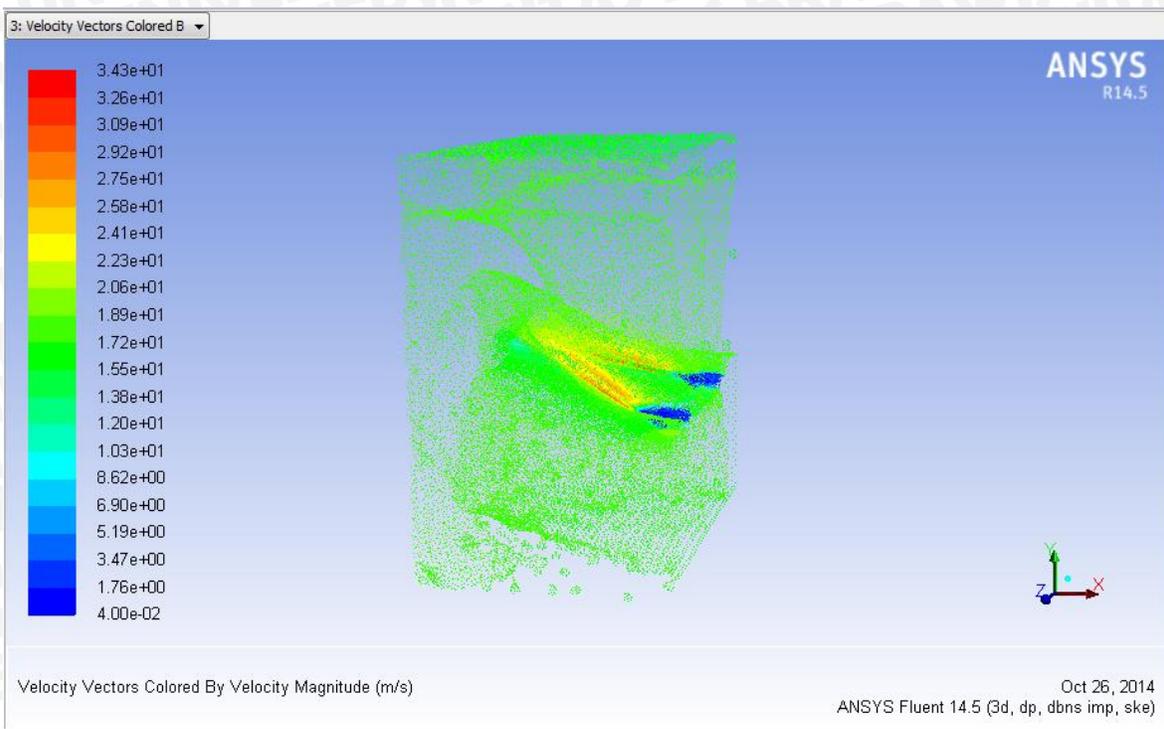
Gambar 4.2 Alpha 0, 10, 17, 18, dan 20 untuk sayap 30

Gambar diatas merupakan hasil analisa simulasi *velocity* aliran dari sayap delta 30 dengan kecepatan angin 0,05 mach. Untuk *profile* kecepatan dan tekanan, warna merah menunjukan nilai tertinggi sedangkan warna biru menunjukan nilai terendah. Semakin meningkatnya sudut serang warna biru akan muncul pada bagian *trailing edge* sayap, itu menandakan timbul adanya sparasi udara atau aliran dengan kecepatan kosong pada bagian itu. Sedangkan warna merah juga akan muncul dengan seiring meningkatnya sudut serang pada *leading edge* hal itu dikarenakan adanya terjangan udara pada bagian itu.

4.3.2 Simulasi sayap delta 60







Gambar 4.3 alpha 0, 10, 17, 18, 19, 20 untuk sayap 60

Gambar diatas merupakan hasil analisa simulasi *velocity* aliran dari sayap delta 30 dengan kecepatan angin 0,05 mach. Untuk *profile* kecepatan dan tekanan, warna merah menunjukkan nilai tertinggi sedangkan warna biru menunjukkan nilai terendah. Semakin meningkatnya sudut serang

warna biru akan muncul pada bagian *trailing edge* sayap, itu menandakan timbul adanya sparasi udara atau aliran dengan kecepatan kosong pada bagian itu. Sedangkan warna merah juga akan muncul dengan seiring meningkatnya sudut serang pada *leading edge* hal itu dikarenakan adanya terjangan udara pada bagian itu. Pada sudut serang 0° terdapat adanya *boundary layer* pada bagian *upper* dan *lower* hal itu menunjukkan bahwa terjangan udara mengakibatkan efek terhadap kekasaran permukaan.



BAB V

KESIMPULAN DAN SARAN

5.1 Kesimpulan

Dengan penelitian ini dapat disimpulkan bahwa variasi sudut serang (α) sayap delta 30 dan 60 yang dimodifikasikan dengan airfoil NACA 2415 berpengaruh terhadap kinerjanya yaitu *force lift* dan *drag*, dimana :

- Pada kecepatan yang sama 0,05 mach, kedua sayap dapat menghasilkan gaya *lift* 2.65 newton di sudut serang 23° untuk sayap delta 60 dan sayap delta 30 menghasilkan gaya *lift* 2,62 newton.
- Sehingga hasil peforma yang lebih besar adalah sayap delta 60.
- *Mesh* pada simulasi juga sangat berpengaruh terhadap kekakuratan validasi semakin rapat dan teraturnya *mesh*, maka hasil simulasi yang didapat juga akan mendekati hasil eksperimental.

5.2 Saran

1. Agar untuk dilakukan penelitian lebih lanjut tentang airfoil NACA dan modifikasinya, sehingga dapat mengetahui kinerja dari masing-masing airfoil.
2. Agar dilakukan penelitian lebih lanjut tentang sayap delta 60, dengan itu diharapkan agar dapat mengetahui kinerjanya secara lebih mendalam.