

PEMILIHAN SUDUT SERANG TERBAIK SAYAP PESAWAT AIRFOIL NACA 0013 SAAT TAKE OFF MENGUNAKAN ANSYS FLUENT

M. Fajri Hidayat⁽¹⁾, Yos Nofendri⁽²⁾

Program Studi Teknik Mesin

Universitas 17 Agustus 1945 Jakarta

⁽¹⁾Email : fajri.hidayat@uta45jakarta.ac.id

ABSTRAK

Dunia Kedirgantaraan di Indonesia yang semakin lesu, butuh Peneliti-peneliti bertalenta di bidang Aerodinamika agar bisa mengangkat kembali nama baik dan harga diri Bangsa. Penelitian saya kali ini bertemakan studi bidang aerodinamika dari potongan melintang sayap pesawat terbang type Airfoil NACA 0013 dengan mencari sudut serang yang tepat untuk Take Off. Metode yang saya gunakan dengan penerapan Simulasi CFD menggunakan Software ANSYS-Fluent versi 14.5 dengan Workbench. Hasil yang di dapat dari penelitian ini akan ditabulasikan dalam tabel dan grafik hubungan antara Gaya Lift terhadap Sudut Serang. Dengan mengambil variabel sudut serang sebanyak 9 variabel yaitu 0°, 3°, 6°, 9°, 12°, 15°, 18°, 21°, dan 24°. Dari hasil Simulasi didapat Sudut Serang terbaik untuk tipe NACA 0013 adalah 21° dengan harga Gaya Lift sebesar 61,650 N.

Kata Kunci : Airfoil NACA 0013, Gaya Lift, Sudut Serang.

ABSTRACT

The aerospace world in Indonesia is increasingly lethargic, it takes talented researchers in the field of Aerodynamics in order to reestablish the good name and dignity of the Nation. My research this time aims the field of aerodynamics of the cross section of airfoil aircraft wing type NACA 0013 by finding the right angle of attack for Take Off. The method I use with the application of CFD Simulation using Software ANSYS-Fluent version 14.5 with Workbench. The results obtained from this study will be tabulated in the table and graph of the relationship between the Lift to the Angles of Attack. By taking variable angle of attack as much as 9 variables that is 0°, 3°, 6°, 9°, 12°, 15°, 18°, 21°, and 24°. From the Simulation results obtained the best angle of attack for the type of NACA 0013 is 21° with the price of Lifting Force of 61,650 N.

Keywords : Aerospace, Airfoil NACA 0013, Angle of Attack, ANSYS Fluent, Lift

1. Pendahuluan

Yang melatar belakangi penelitian saya kali ini adalah butuhnya referensi penerbangan pesawat dalam hal pengambilan sudut serang. Penelitian ini berawal dari seringnya saya bereksperimen langsung menggunakan model sayap pesawat seri NACA yang saya modifikasi dengan menggunakan alat laboratorium Wind Tunnel. Beranjak dari itu saya mulai beralih menggunakan pendekatan simulasi CFD dengan ANSYS-Fluent.

Batasan masalah yang saya ambil dalam penelitian ini adalah sudut serang airfoil NACA 0013 terhadap garis horizontal sebesar 0°, 3°, 6°, 9°, 12°, 15°, 18°, 21°, dan 24°.

2. Dasar Teori

Perumusan Dimensi NACA 0013 yang diambil dari buku “Theory of Wing Sections” oleh Abbott Ira^[5] mengikuti aturan sebagai berikut :

$$Y_t = 5t[0,2969X^{1/2} - 0,1260X - 0,3516X^2 + 0,2843X^3 - 0,1015X^4]$$

Adapun setelah dimasukkan ke rumus tersebut diatas didapatkan data koordinat XY dari airfoil NACA 0013 sebagai berikut :

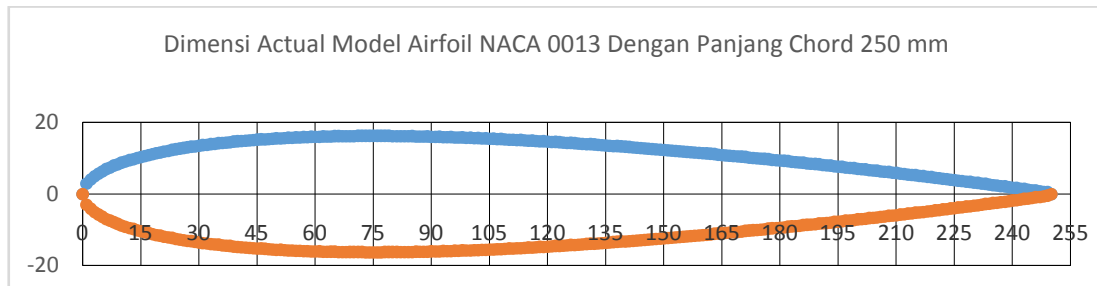
Tabel 1. Koordinat XY Model NACA 0013

X (mm)	Y ₁ (mm)	Y ₂ (mm)			
0	0,0000	0,0000	55	15,8129	-15,8129
1	2,9685	-2,9685	56	15,8588	-15,8588
2	4,1478	-4,1478	57	15,9019	-15,9019
3	5,0313	-5,0313	58	15,9421	-15,9421
4	5,7607	-5,7607	59	15,9797	-15,9797
5	6,3911	-6,3911	60	16,0147	-16,0147
6	6,9506	-6,9506	61	16,0471	-16,0471
7	7,4561	-7,4561	62	16,0769	-16,0769
8	7,9183	-7,9183	63	16,1042	-16,1042
9	8,3451	-8,3451	64	16,1291	-16,1291
10	8,7417	-8,7417	65	16,1516	-16,1516
11	9,1126	-9,1126	66	16,1718	-16,1718
12	9,4608	-9,4608	67	16,1897	-16,1897
13	9,7890	-9,7890	68	16,2053	-16,2053
14	10,0993	-10,0993	69	16,2187	-16,2187
15	10,3934	-10,3934	70	16,2299	-16,2299
16	10,6729	-10,6729	71	16,2390	-16,2390
17	10,9388	-10,9388	72	16,2460	-16,2460
18	11,1922	-11,1922	73	16,2509	-16,2509
19	11,4342	-11,4342	74	16,2538	-16,2538
20	11,6654	-11,6654	75	16,2547	-16,2547
21	11,8866	-11,8866	76	16,2536	-16,2536
22	12,0984	-12,0984	77	16,2506	-16,2506
23	12,3013	-12,3013	78	16,2458	-16,2458
24	12,4959	-12,4959	79	16,2390	-16,2390
25	12,6825	-12,6825	80	16,2305	-16,2305
26	12,8616	-12,8616	81	16,2201	-16,2201
27	13,0336	-13,0336	82	16,2080	-16,2080
28	13,1987	-13,1987	83	16,1941	-16,1941
29	13,3573	-13,3573	84	16,1785	-16,1785
30	13,5097	-13,5097	85	16,1612	-16,1612
31	13,6560	-13,6560	86	16,1423	-16,1423
32	13,7967	-13,7967	87	16,1217	-16,1217
33	13,9318	-13,9318	88	16,0996	-16,0996
34	14,0615	-14,0615	89	16,0758	-16,0758
35	14,1862	-14,1862	90	16,0505	-16,0505
36	14,3059	-14,3059	91	16,0236	-16,0236
37	14,4208	-14,4208	92	15,9952	-15,9952
38	14,5310	-14,5310	93	15,9654	-15,9654
39	14,6368	-14,6368	94	15,9341	-15,9341
40	14,7383	-14,7383	95	15,9013	-15,9013
41	14,8355	-14,8355	96	15,8671	-15,8671
42	14,9286	-14,9286	97	15,8315	-15,8315
43	15,0178	-15,0178	98	15,7945	-15,7945
44	15,1031	-15,1031	99	15,7562	-15,7562
45	15,1846	-15,1846	100	15,7165	-15,7165
46	15,2625	-15,2625	101	15,6755	-15,6755
47	15,3368	-15,3368	102	15,6332	-15,6332
48	15,4076	-15,4076	103	15,5896	-15,5896
49	15,4750	-15,4750	104	15,5447	-15,5447
50	15,5392	-15,5392	105	15,4986	-15,4986
51	15,6001	-15,6001	106	15,4512	-15,4512
52	15,6579	-15,6579	107	15,4026	-15,4026
53	15,7125	-15,7125	108	15,3529	-15,3529
54	15,7642	-15,7642	109	15,3019	-15,3019
			110	15,2498	-15,2498
			111	15,1965	-15,1965

112	15,1421	-15,1421	170	10,4424	-10,4424
113	15,0866	-15,0866	171	10,3398	-10,3398
114	15,0300	-15,0300	172	10,2365	-10,2365
115	14,9722	-14,9722	173	10,1327	-10,1327
116	14,9134	-14,9134	174	10,0282	-10,0282
117	14,8536	-14,8536	175	9,9231	-9,9231
118	14,7927	-14,7927	176	9,8174	-9,8174
119	14,7307	-14,7307	177	9,7111	-9,7111
120	14,6677	-14,6677	178	9,6042	-9,6042
121	14,6038	-14,6038	179	9,4967	-9,4967
122	14,5388	-14,5388	180	9,3886	-9,3886
123	14,4728	-14,4728	181	9,2799	-9,2799
124	14,4059	-14,4059	182	9,1706	-9,1706
125	14,3380	-14,3380	183	9,0608	-9,0608
126	14,2691	-14,2691	184	8,9503	-8,9503
127	14,1994	-14,1994	185	8,8393	-8,8393
128	14,1287	-14,1287	186	8,7277	-8,7277
129	14,0570	-14,0570	187	8,6155	-8,6155
130	13,9845	-13,9845	188	8,5027	-8,5027
131	13,9111	-13,9111	189	8,3893	-8,3893
132	13,8368	-13,8368	190	8,2754	-8,2754
133	13,7616	-13,7616	191	8,1609	-8,1609
134	13,6856	-13,6856	192	8,0458	-8,0458
135	13,6087	-13,6087	193	7,9301	-7,9301
136	13,5310	-13,5310	194	7,8139	-7,8139
137	13,4524	-13,4524	195	7,6970	-7,6970
138	13,3730	-13,3730	196	7,5796	-7,5796
139	13,2928	-13,2928	197	7,4617	-7,4617
140	13,2118	-13,2118	198	7,3431	-7,3431
141	13,1300	-13,1300	199	7,2240	-7,2240
142	13,0474	-13,0474	200	7,1043	-7,1043
143	12,9640	-12,9640	201	6,9840	-6,9840
144	12,8799	-12,8799	202	6,8631	-6,8631
145	12,7950	-12,7950	203	6,7417	-6,7417
146	12,7093	-12,7093	204	6,6197	-6,6197
147	12,6228	-12,6228	205	6,4971	-6,4971
148	12,5357	-12,5357	206	6,3739	-6,3739
149	12,4478	-12,4478	207	6,2502	-6,2502
150	12,3591	-12,3591	208	6,1258	-6,1258
151	12,2698	-12,2698	209	6,0009	-6,0009
152	12,1797	-12,1797	210	5,8754	-5,8754
153	12,0889	-12,0889	211	5,7493	-5,7493
154	11,9974	-11,9974	212	5,6226	-5,6226
155	11,9052	-11,9052	213	5,4953	-5,4953
156	11,8123	-11,8123	214	5,3674	-5,3674
157	11,7188	-11,7188	215	5,2390	-5,2390
158	11,6245	-11,6245	216	5,1099	-5,1099
159	11,5296	-11,5296	217	4,9802	-4,9802
160	11,4340	-11,4340	218	4,8499	-4,8499
161	11,3378	-11,3378	219	4,7191	-4,7191
162	11,2409	-11,2409	220	4,5876	-4,5876
163	11,1433	-11,1433	221	4,4555	-4,4555
164	11,0451	-11,0451	222	4,3228	-4,3228
165	10,9462	-10,9462	223	4,1894	-4,1894
166	10,8467	-10,8467	224	4,0555	-4,0555
167	10,7466	-10,7466	225	3,9209	-3,9209
168	10,6458	-10,6458	226	3,7857	-3,7857
169	10,5444	-10,5444	227	3,6499	-3,6499

228	3,5134	-3,5134
229	3,3763	-3,3763
230	3,2385	-3,2385
231	3,1001	-3,1001
232	2,9611	-2,9611
233	2,8214	-2,8214
234	2,6810	-2,6810
235	2,5400	-2,5400
236	2,3983	-2,3983
237	2,2559	-2,2559
238	2,1128	-2,1128
239	1,9691	-1,9691
240	1,8246	-1,8246
241	1,6795	-1,6795
242	1,5337	-1,5337
243	1,3872	-1,3872
244	1,2399	-1,2399
245	1,0920	-1,0920
246	0,9433	-0,9433
247	0,7939	-0,7939
248	0,6438	-0,6438
249	0,4929	-0,4929
250	0,0000	0,0000

Langkah selanjutnya dari data tersebut diatas, dapat dibuat dengan menggabungkan Microsoft Excel dalam koordinat XY sebagai berikut :



Grafik 1. Model Aktual Airfoil NACA 0013

3. Metodologi Penelitian

Dalam penelitian ini menggunakan metode CFD (Computational Fluid Dynamics), dimana urutan proses dari Pemodelan hingga menghasilkan gambar kontur distribusi tekanan dapat diuraikan sebagai berikut :

- Membuat Rancangan Model Airfoil NACA 0013 dari ukuran Chord, Span, dan Berat Model.
- Memasukkan dimensi model ke dalam Rumus Wing Section untuk NACA 4 Digit sehingga didapatkan Grafik Excel dalam koordinat XY.
- Dari data koordinat XY yang telah diperoleh, digambarkan dalam Software Solidwork 14 untuk 9 variasi model dengan sudut serang yang berbeda-beda.
- Kemudian Menjalankan ANSYS Workbench pada kategori Fluid Flow (Fluent). Yang dilakukan pertama adalah memasukkan model dari Solidwork 14 ke dalam ANSYS untuk kemudian dibuatkan meshing.
- Sesudah meshing jadi, selanjutnya dibuat bagian-bagian model sebagai input, output, dinding dan sebagai permukaan airfoil.
- Setelah itu dijalankan model tersebut ke dalam Fluent versi 14.5 dengan memberikan harga-harga kecepatan aliran udara, tekanan udara luar, jenis material, temperatur percobaan, viskositas udara, serta densitas udara.
- Kemudian setelah data-data diatas lengkap, maka Fluent bisa melakukan running dengan memasukkan besarnya iterasi data biar lebih akurat dalam hal gambar.
- Setelah beberapa menit proses running, dilanjutkan dengan Proses Finishing dengan membuat gambar kontur tekanan.
- Besarnya harga Lift bisa dilihat dalam grafik Fluent dan hasil perhitungan di Fluent pada saat selesai running.
- Percobaan pergantian variabel sudut serang diakhiri pada saat harga Lift menurun setelah sebelumnya naik secara bertahap.
- Maka ditemukan harga sudut serang terbaik untuk harga Gaya Lift terbesar.

Untuk keperluan proses CFD dengan menggunakan ANSYS-Fluent diperlukan data-data awal seperti yang di tabelkan dalam tiga tabel dibawah ini :

Tabel 2. Dimensi Model NACA 0013

Type NACA	Maximum Thickness (mm)	Chord Length (mm)	Span (mm)	Location of Maximum Thickness (mm)	Weight (Gram)
0013	32,5	250	445	75	110

Tabel 3. Data Input Kecepatan dan Tekanan Udara

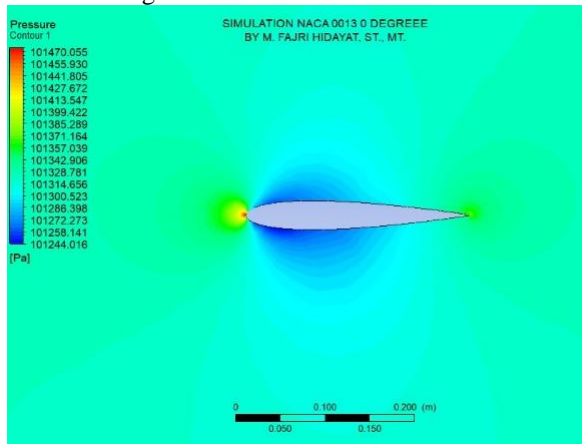
T (°C)	ρ (Kg/m ³)	V (m/s)	v (m ² /s)	P (kPa)
30,8	1,161	16	1,606 $\times 10^{-5}$	101,325

Tabel 4. Variasi Sudut Serang

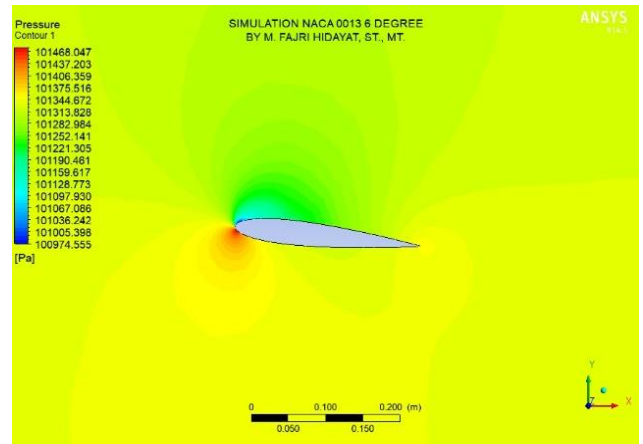
α_1	α_2	α_3	α_4	α_5	α_6	α_7	α_8	α_9
0°	3°	6°	9°	12°	15°	18°	21°	24°

4. Hasil & Pembahasan

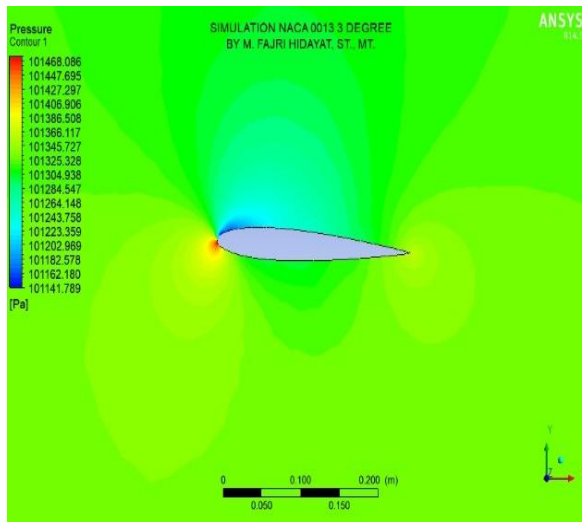
Dari Simulasi CFD dengan ANSYS-Fluent didapatkan Kontur Tekanan dari 9 Variabel sudut serang tersebut sebagai berikut :



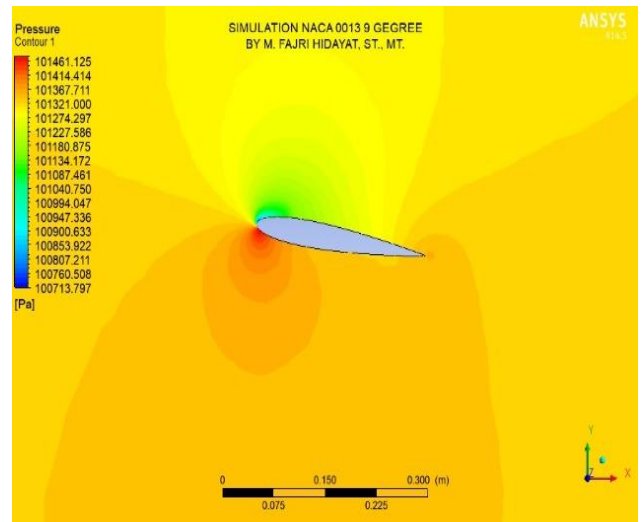
Gambar 1. Kontur Tekanan pada 0°



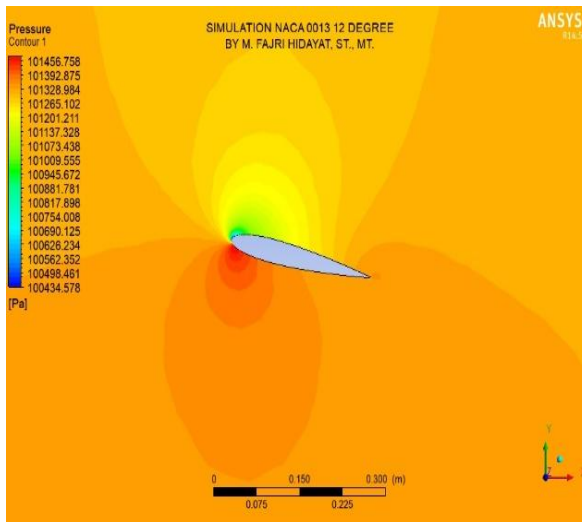
Gambar 3. Kontur Tekanan pada 6°



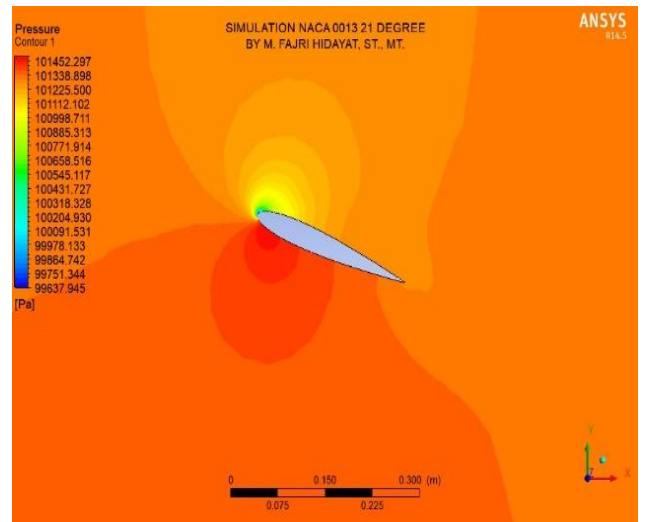
Gambar 2. Kontur Tekanan pada 3°



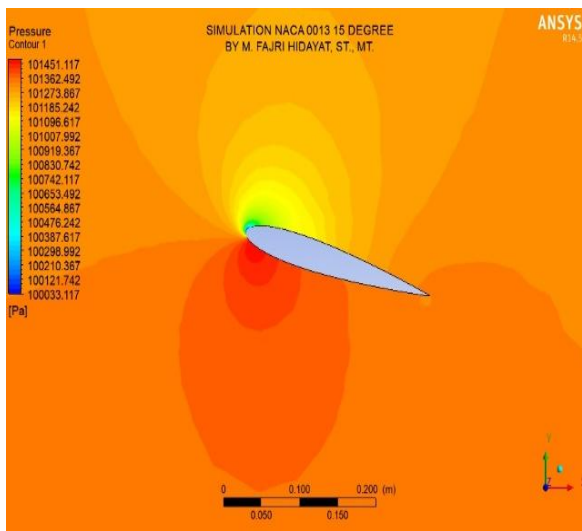
Gambar 4. Kontur Tekanan pada 9°



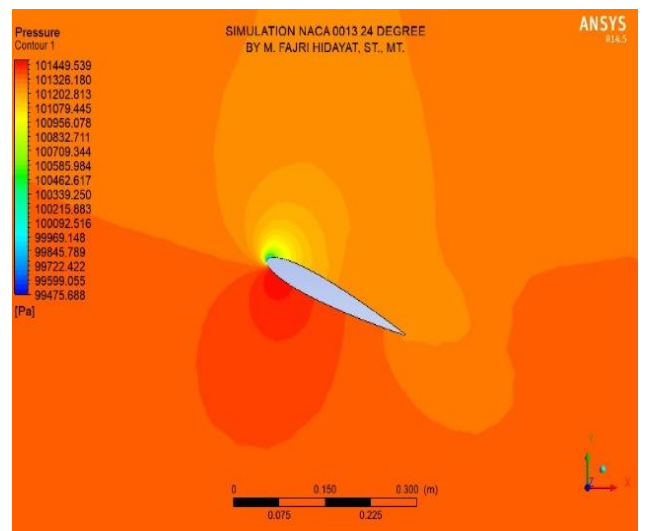
Gambar 5. Kontur Tekanan pada 12°



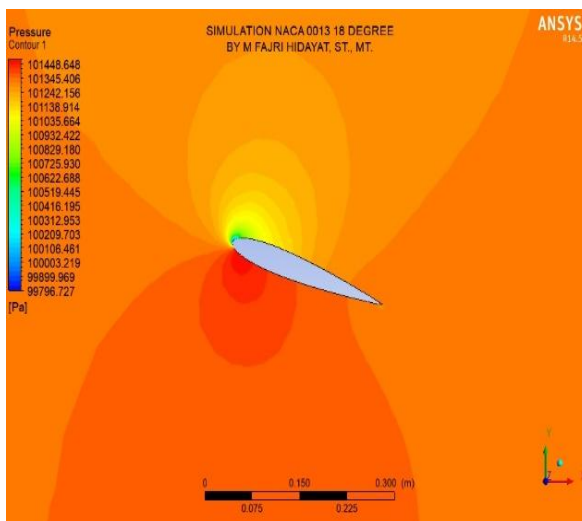
Gambar 8. Kontur Tekanan pada 21°



Gambar 6. Kontur Tekanan pada 15°



Gambar 9. Kontur Tekanan pada 24°



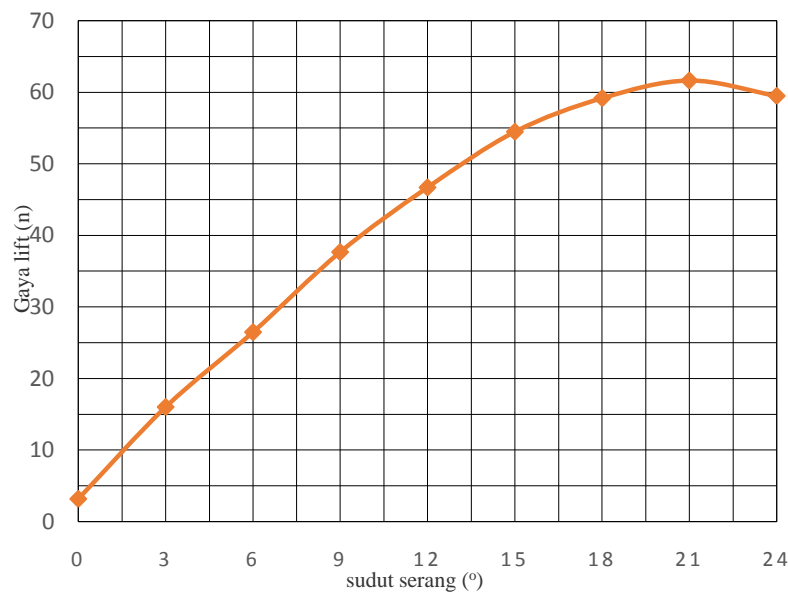
Gambar 7. Kontur Tekanan pada 18°

Dari proses Running dan Calculation di Fluent, didapatkan harga Gaya Lift untuk masing-masing sudut serang sebagai berikut :

Tabel 5. Harga Gaya Lift

Angle of Attack (°)	Lift (N)
0	3,195
3	16,028
6	26,478
9	37,670
12	46,688
15	54,474
18	59,171
21	61,650
24	59,481

Dari tabel diatas kemudian dibuat Grafik Harga Lift terhadap Sudut Serang seperti yang digambarkan pada grafik di bawah ini :



Grafik 2. Grafik Gaya Lift terhadap Sudut Serang

5. Kesimpulan & Saran

Dari penelitian ini dapat diambil kesimpulan sebagai berikut :

- Harga Gaya Lift semakin naik mendekati linier pada sudut serang 0° hingga 18° hal ini menunjukkan bahwa tekanan udara di sebelah bawah permukaan airfoil lebih tinggi dari tekanan udara permukaan airfoil sebelah atas yang menyebabkan airfoil terangkat dan masih menunjukkan tren yang masih stabil walaupun semakin besar sudut serang menunjukkan adanya gaya vortex di ujung belakang airfoil semakin membesar.
- Harga Gaya Lift mencapai puncak yaitu sebesar 61,650 N pada sudut serang 21° kemudian menurun pada sudut serang 24° hal ini diakibatkan oleh semakin besarnya vortex di bagian ujung belakang airfoil yaitu adanya aliran yang mulai acak dan tidak beraturan yang mengganggu terangkatnya pesawat secara stabil.
- Sebagai referensi bagi industri pesawat terbang, maka harga sudut serang 21° ini bisa dipakai pada saat pesawat Take Off untuk tipe airfoil NACA 0013.

Sebagai saran, Airfoil NACA 0013 ini bisa direkomendasikan sebagai tipe sayap pesawat penumpang komersil di industri pesawat terbang nusantara kedepannya karena memiliki ketebalan yang relatif kecil (tipis) dan ruang pemilihan sudut serang yang besar hingga 21° pada saat pesawat Take Off.

6. Daftar Pustaka

1. Frank M. White, Fluid Mechanics, University of Rhode Island, 4th edition, Mc. GrawHill, Boston, 1997, p.471.
2. Edward J. Shaughessy, Jr., Ira M. Katz, James P. Schaffer, Introduction to Fluid Mechanics, Oxford University Press, New York, 2005, p.770.
3. Anderson, John D., Jr., Fundamentals of Aerodynamics, McGraw-Hill Book Company, Boston, 2001, p.283.
4. Lennon, Andy, RC Model Aircraft Design, Air Age Media Inc., New York, 2005, p.6.
5. Abbott, Ira, Theory of Wing Sections, Including a Summary of Airfoil Data, [Dover Publications](#), New York, 1959, p.113.
6. Kondapalli Siva Prasad, Vommi Krishna, B.B. Ashok Kumar, J. Aerospace. Eng. & Tech., JAET, 3 (2015) 2.
7. Mayurkumar Kevadiya, International Journal of Eng. Trends and Tech., IJETT, 4 (2013) 5.
8. Mayurkumar Kevadiya, Hemish A. Vaidya, Int. Journal of Innovative Research in Science Eng. and Tech., IJIRSET, 2 (2013) 5.
9. James Julian, Harinaldi, Budiarmo, Revan Difitro, Parker Stefan, Int. Journal of Tech., IJTech, 2 (2016) 306.
10. Kang Pyo Cho, Seung Hwan Jeong, Dany Perwita Sari, Int. Journal of Tech., IJTech, 3 (2011) 189.
11. Musavir Bashir, S.A. Khan, Qummare Azam, Ayub Ahmed Janvekar, Int. Journal of Tech., IJTech, 3 (2017) 366.