

ANALISA AERODINAMIKA AIRFOIL PESAWAT DENGAN PENDEKATAN COMPUTATIONAL FLUID DYNAMIC DAN WIND TUNNEL

M. F. A. Wicaksono¹, G.A. Pohan¹, I. T. Hidayath¹

¹Teknik Mesin S-1, Institut Teknologi Nasional Malang, Kota Malang, Indonesia
Email:fikriari46@gmail.com

ABSTRACT

Penelitian terhadap bentuk airfoil terus dilakukan untuk mendapatkan performansi aerodinamika yang terbaik. Dengan gaya angkat yang lebih besar maka pesawat terbang dapat mengangkat beban lebih besar dan dapat melakukan lepas landas pada runway yang pendek. Beberapa metode dapat digunakan untuk melakukan pengujian terhadap model pesawat, seperti metode eksperimental dan metode komputasi. Dalam hal ini, metode komputasi dianggap lebih efisien bila dibandingkan dengan metode eksperimental. Karena, tidak memerlukan ruang yang besar untuk mendapatkan hasil yang maksimal dan waktu pengujian relatif lebih singkat bila dibandingkan metode eksperimental. Penulis melakukan penelitian untuk mengetahui karakteristik aerodinamika dari *airfoil* NACA 2412, NACA 4412 dan NACA 6412 serta pengaruh kecepatan angin dan sudut serang terhadap performansi dari *airfoil*. Dari data yang didapat nilai *drag coefficient* dan *lift coefficient* berdasarkan sudut serang aliran udara. Dari data yang didapat nilai *drag coefficient* dan *lift coefficient* berdasarkan kecepatan aliran udara. *Drag coefficient* berdasarkan urutan nilai yang paling besar adalah kecepatan 4, 5, 7 dan 3 m/s. Sedangkan *lift coefficient* berdasarkan urutan nilai yang paling besar adalah kecepatan 7, 5, 4 dan 3 m/s. 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*. *Drag coefficient* berdasarkan urutan nilai yang paling besar adalah sudut 15°, 10°, 5°, 0° dan -5°. Sedangkan *lift coefficient* berdasarkan urutan nilai yang paling besar adalah sudut 15°, 10°, 5°, 0° dan -5°. Dapat disimpulkan semakin besar sudut serang aliran udara, maka semakin besar pula nilai *drag coefficient* dan *lift coefficient*. Dari hasil perbandingan antar *drag coefficient* dan *lift coefficient* pada *wind tunnel* dengan Ansys Fluent didapat persentase terbesar pada NACA 2412 dengan besar nilai persentase tersebut adalah 28%. Berdasarkan kategori 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%. Peneliti dapat meningkatkan keakuratan dengan membuat kedudukan *airfoil* yang lebih kecil. Karena hal tersebut membengaruhi gaya angkat dan hambat.

Keyword *Drag coefficient, Lift coefficient, Airfoil, NACA*

Paper type Research paper

PENDAHULUAN

Airfoil atau *aerofoil* adalah bentuk aerodinamika yang menghasilkan gaya angkat sebesar mungkin dan gaya hambat sekecil mungkin. Sayap pesawat terbang merupakan aplikasi dari *airfoil*. Pada bagian melintang sayap pesawat terbang terlihat bentuk dua dimensi dari *airfoil*. Bentuk *airfoil* mempengaruhi performansi aerodinamika dari pesawat terbang, terutama gaya angkat dipengaruhi juga oleh sudut serang. Sudut serang adalah sudut yang terbentuk antara *chord* dengan arah datangnya angin. (J. D. Anderson, 2010)

Penelitian terhadap bentuk airfoil terus dilakukan untuk mendapatkan performansi aerodinamika yang terbaik. Dengan gaya angkat yang lebih besar maka pesawat terbang dapat mengangkat beban lebih besar dan dapat melakukan lepas landas pada runway yang pendek.

Hasil dari berbagai eksperimental telah banyak digunakan untuk mendesain dalam berbagai konfigurasi sayap. Beberapa metode dapat digunakan untuk melakukan pengujian terhadap model pesawat, seperti metode eksperimental dan metode komputasi. Dalam hal ini, metode komputasi dianggap lebih efisien bila dibandingkan dengan metode eksperimental. Karena, tidak memerlukan ruang yang besar untuk mendapatkan hasil yang maksimal dan waktu pengujian relatif lebih singkat bila dibandingkan metode eksperimental. Berkembangnya metode numerik juga menjadikan perhitungan komputasi menghasilkan data yang semakin baik. Salah satu kegunaan metode komputasi ialah untuk menganalisa permasalahan fluida dinamis.

Pada penelitian ini akan dilakukan 2 metode dengan variabel yang sama, metode yang dilakukan ialah metode eksperimental dan komputasi. Untuk mengetahui selisih data dan keakuratan dari kedua metode tersebut.

TEORI

A. *Airfoil*

Sayap pesawat terbang pada gambar 2.1 melintang pada sumbu y. Udara mengalir dengan kecepatan V paralel dengan bidang xz. Setiap bagian potongan sayap pesawat terbang yang terpotong oleh sumbu xz adalah *airfoil*.

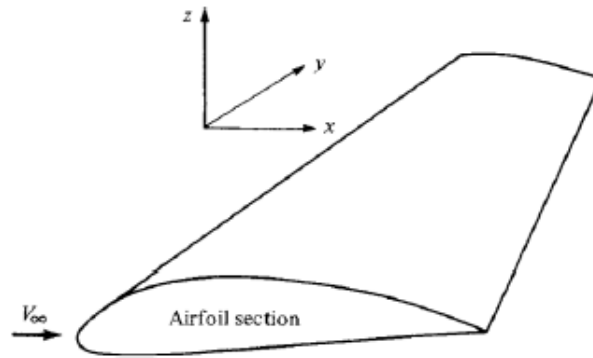


Fig. 1. Airfoil

(sumber : *Fundamentals of Aerodynamics*, 2011)

Airfoil adalah bentuk geometri aerodinamika yang dapat menghasilkan gaya angkat yang besar dengan gaya hambatan sekecil mungkin ketika melalui fluida. Karena dapat menghasilkan gaya angkat yang besar dengan gaya hambat yang kecil maka *airfoil* dipilih sebagai komponen sayap pesawat terbang. Gaya angkat dari sayap pesawat terbang bergantung pada bentuk geometris *airfoil*. Begitu juga dengan gaya hambat bergantung pada bentuk geometris *airfoil*.

B. Wind tunnel

Wind tunnel atau terowongan angin digunakan untuk mensimulasikan keadaan sebenarnya pada suatu benda yang berada dalam pengaruh gaya aerodinamika secara eksperimental. Percobaan ini biasanya dilakukan terhadap model-model kendaraan seperti mobil, sayap pesawat terbang, turbin, dll.

Teknik uji coba aerodinamika pada alat ini adalah dengan menetapkan objek pada *test section*. Pada *test section* akan diketahui performansi aerodinamika pada titik tertentu dari model tersebut yang pada akhirnya melahirkan kesimpulan kelayakan model. Kecepatan rendah hingga kecepatan tinggi. Arah angin juga dapat direkayasa dengan mengubah derajat posisi kedudukan atau sudut serang objek pada *test section*.



Fig. 2. Wind tunnel

(sumber : discoverarmfield.com)

C. FLUENT

FLUENT adalah program komputer yang dikembangkan oleh ANSYS Inc. Untuk memodelkan aliran fluida dan perpindahan panas dengan geometri yang kompleks. FLUENT merupakan salah satu jenis program CFD (*Computational Fluid Dynamics*) yang menggunakan metode diskritisasi volume hingga FLUENT memiliki fleksibilitas *mesh*, sehingga kasus-kasus aliran fluida yang memiliki *mesh* tidak terstruktur akibat geometri benda yang rumit dapat diselesaikan dengan mudah. Selain itu, FLUENT memungkinkan untuk penggenerasian *mesh* lebih halus atau lebih besar dari *mesh* yang sudah ada berdasarkan pemilihan solusi aliran.

Fluent menggunakan teknik *control volume* untuk mengubah persamaan pembentuk aliran menjadi persamaan algebra sehingga dapat diselesaikan secara numeric. Teknik *control volume* ini mengandung pengintegralan setiap

persamaan pembentuk aliran pada tiap-tiap control volume, menghasilkan persamaan-persamaan diskrit yang mengkonservasikan tiap jumlah yang ada pada *control volum*.

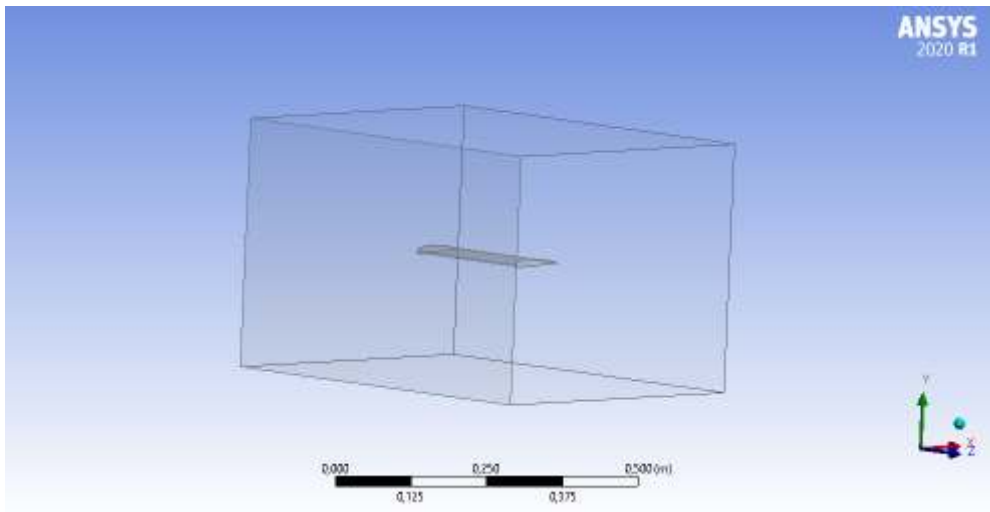


Fig. 3. ANSYS FLUENT

METODE PENELITIAN

A. Metode Eksperimental

Metode eksperimental dilakukan menggunakan *wind tunnel*. Sebelum *airfoil* dipasang pada instrumen alat ukur, terlebih dahulu mengatur kecepatan angin pada *wind tunnel*. Kecepatan angin pada lubang masuk angin *boiler*. Lubang angin *boiler* ditutup untuk mencapai kecepatan angin yang diinginkan, kemudian *airfoil* dipasang pada *wind tunnel*. *Shaft* dan *airfoil* diletakan pada sensor instrumen alat ukur.



Fig. 4. Memasang dudukan *airfoil*



Fig. 5. Keadaan *airfoil* setelah terpasang



Fig. 6. Mengatur kecepatan aliran angin

Kemudian mengatur instrumen alat ukur menjadi keadaan setimbang. Keadaan setimbang yang dimaksud berada pada 0 N. Setelah mencapai keadaan setimbang maka *wind tunnel* dapat ditutup dan mulai mengambil data.



Fig. 7. Pengambilan data pada instrumen alat ukur



Fig. 8. Wind tunnel

B. Metode Komputasi

Metode komputasi dilakukan menggunakan *software Computational Fluida Dynamics (CFD)*. Desain *airfoil* dibuat terlebih dahulu pada *software Autodesk Inventor*, ukuran yang digunakan sama dengan objek eksperimental. Setelah *airfoil* sudah dibuat maka, desain dapat di-*import* pada *software Ansys Fluent*. Parameter dipastikan sama dengan yang ada pada keadaan nyata dari *wind tunnel*, kondisi batasan dari tekanan, kecepatan angin, ukuran *test section*.

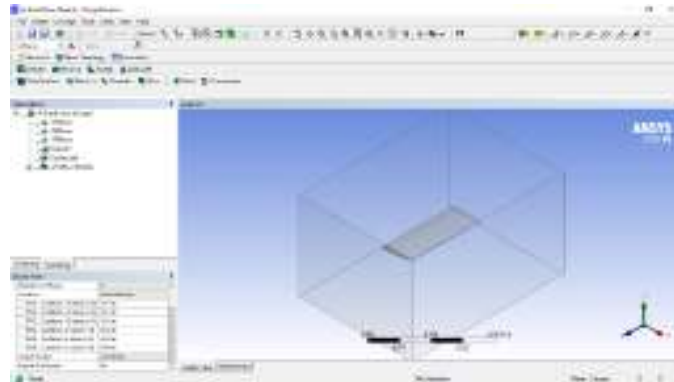


Fig. 9. Menentukan ukuran ruang *test section*

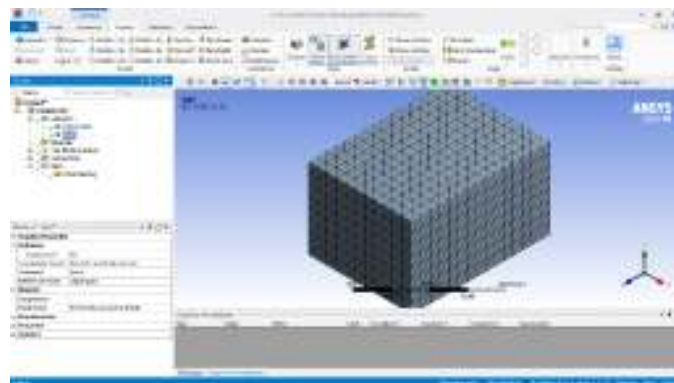


Fig. 10. Proses *meshing* model *airfoil*

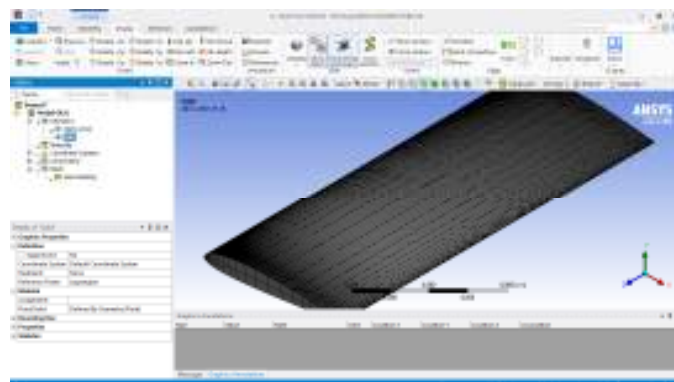


Fig. 11. Hasil *meshing* model *airfoil*

Mengatur kondisi batas pada Ansys Fluent terdapat 2 pilihan dalam proses solver yaitu 2 dimensi *sigle precision* atau *double precision* dan 3 dimensi *sigle precision* atau *double precision*. Pada pengujian kali ini digunakan 3 dimensi dengan *double precision*. *Double precision* dibutuhkan untuk simulasi pada geometri yang sangat panjang. Objek penelitian yang kecil atau kasus konveksi dengan perbedaan konduktivitas tinggi.



Fig. 12. FLUENT Launcher

Pada menu Ansys Fluent terdapat menu untuk memilih model aliran pada proses *running*. Disini terdapat beberapa parameter yang harus ditentukan seperti formulasi *solver*, ruang model (*space*), dll. Pada simulasi ini dipilih sesuai dengan perhitungan reynold bilangan, laminer untuk kecepatan 3 m/s, STT e-omega pada *transitional flow* untuk kecepatan 4 m/s dan Realizable e-epsilon pada aliran turbulen untuk kecepatan 5 dan 7 m/s.

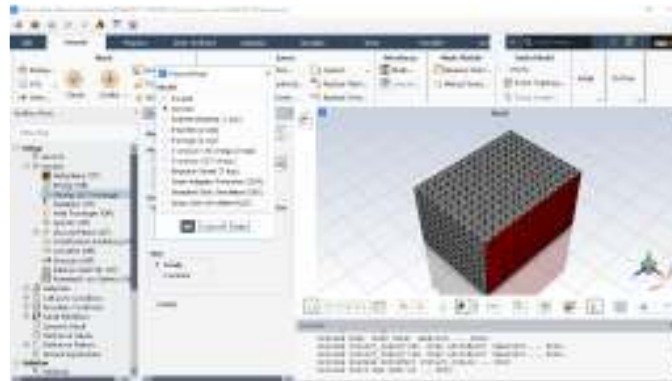


Fig. 13. Viscous Model Laminar

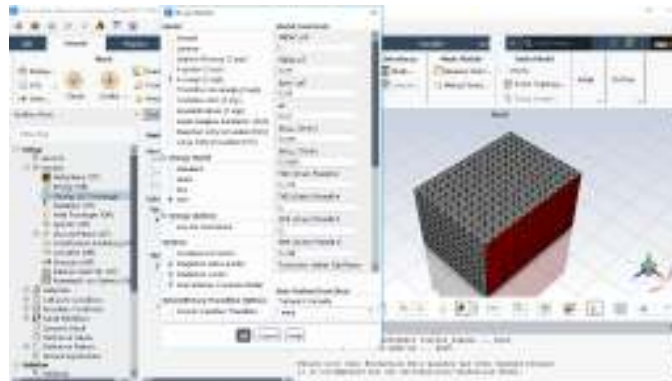


Fig. 14. Viscous Model STT e-omega

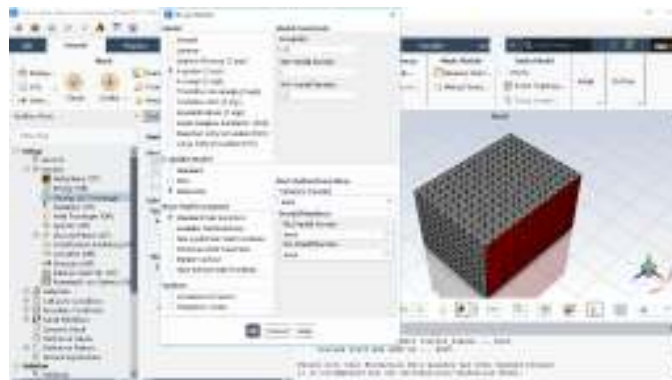


Fig. 15. Viscous Model Realizable e-epsilon

Boundary Condition pada penentuan kondisi batas merupakan masukan data yang sangat penting untuk simulasi aliran dengan Fluent. Pada tahap ini menentukan *inlet*, *wall*, *outlet* dan benda uji.



Fig. 16. *Velocity Inlet*

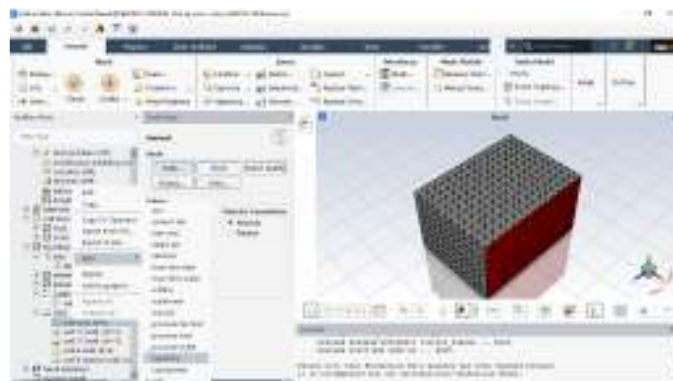


Fig. 17. Mengatur *Wall* menjadi *symmetry*



Fig. 18. *Pressure Outlet*

Kemudian, mengatur *Reference Values* dengan batasan kondisi yang ada pada objek dan tempat penelitian. Mengubah nilai pada *Area*, *Length*, *Temperature* dan *velocity*.

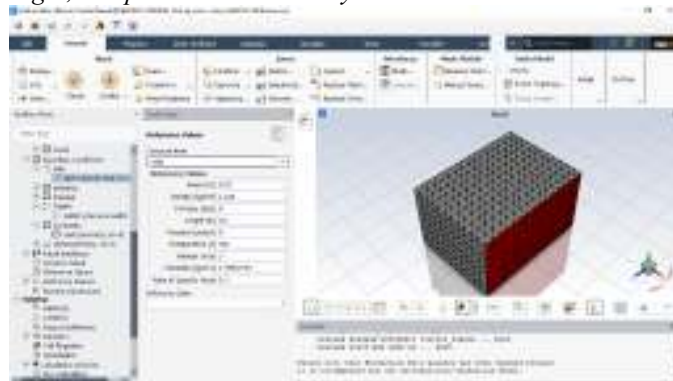


Fig. 19. *Reference Values*

Kemudian, mengatur *Initialization* dengan menyesuaikan data pada inlet nilai turbulensi dan kecepatan dan arah aliran udara.

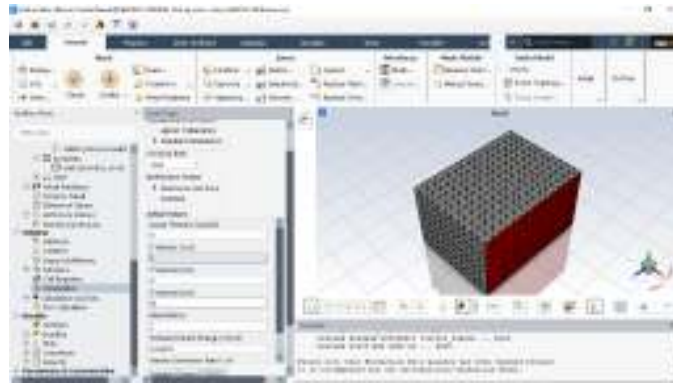


Fig. 20. Solution Initialization

Setelah semua parameter dimasukkan, maka langkah selanjutnya adalah proses running. Namun sebelum proses running dimulai terlebih dahulu memasukkan angka interaksi yang diinginkan, pada tahap ini ditentukan maksimal 200 interaksi.

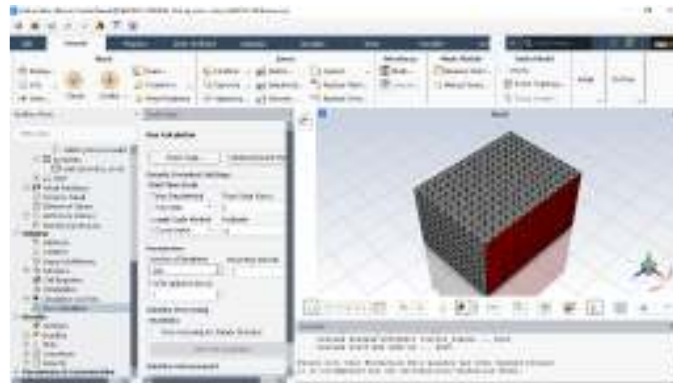


Fig. 21. Run Calculation

HASIL DAN PEMBAHASAN

A. Hasil Simulasi dengan Software FLUENT

Simulasi dengan *software* dilakukan terhadap 3 model *airfoil* berbeda, yaitu NACA 2412, NACA 4412 dan NACA 6412. Melalui perbedaan tipe NACA yang terdapat pada ketiga *airfoil* tersebut, akan dianalisa bagaimana distribusi kecepatan aliran udara disekitar *airfoil* tersebut dengan variasi sudut serang -5° , 0° , 5° , 10° dan 15° . Untuk kecepatan angin yang digunakan adalah 3, 4, 5, dan 7 m/s. Data hasil percobaan dengan menggunakan Fluent sebagai bahan validasi dari hasil percobaan dengan *wind tunnel*. Berdasarkan simulasi CFD maka didapatkan hasil sebagai berikut:

TABLE I. 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	0,004120	-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

TABLE II. 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

TABLE III. 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

TABLE IV. 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

TABLE V. 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

B. 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:

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

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

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

TABLE VI. 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	0,005693	-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

TABLE VII. 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	0,005693	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

TABLE VIII. 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	0,006905	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

3.	NACA 6412	5	0,011752	0,235885	0,003337	0,066977
		7	0,019022	0,540223	0,002756	0,078261
		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

TABLE IX. 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	0,016077	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

TABLE X. 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	0,027092	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

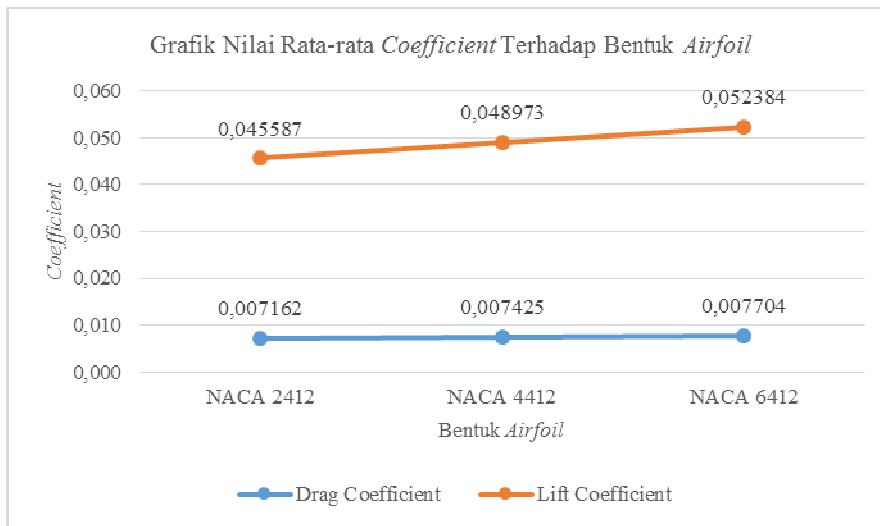


Fig. 22. Grafik nilai rata-rata *coefficient* terhadap bentuk *airfoil*

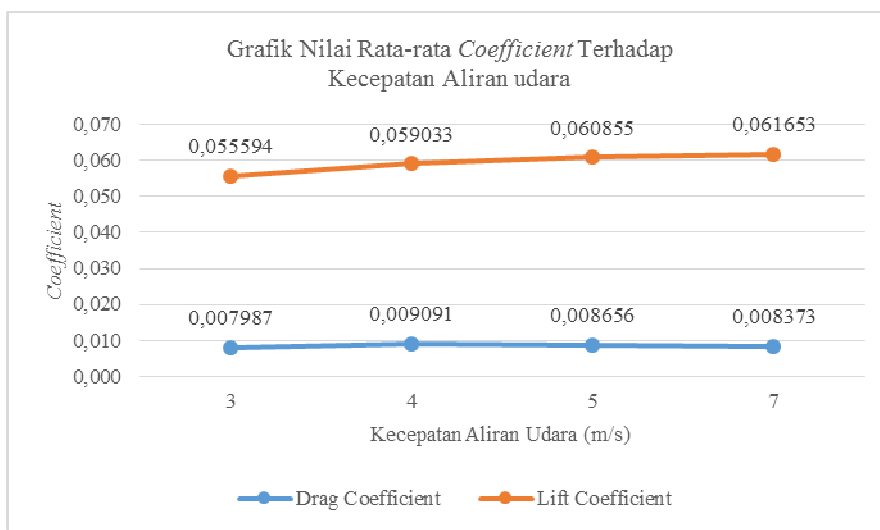


Fig. 23. Grafik nilai rata-rata *coefficient* terhadap kecepatan aliran udara

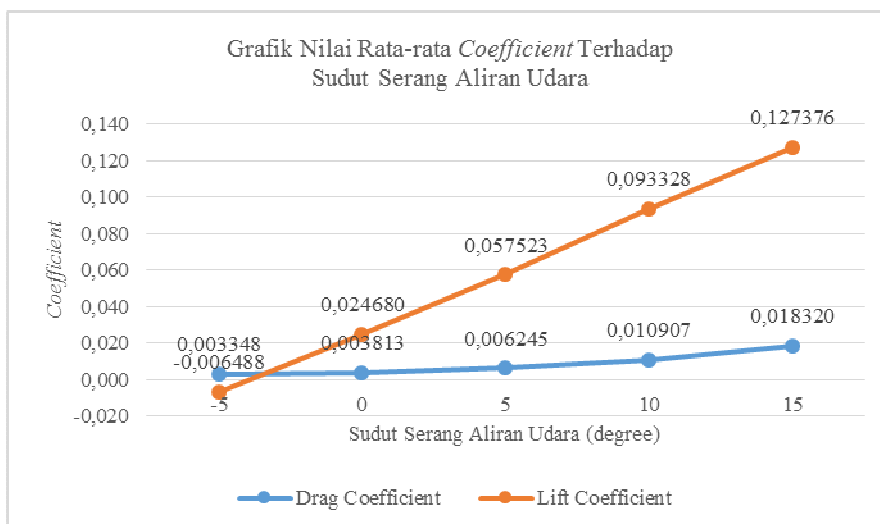


Fig. 24. Grafik nilai rata-rata *coefficient* terhadap sudut serang aliran udara

C. 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 XI.

TABLE XI. PERBANDINGAN DRAG COEFFICIENT DAN LIFT COEFFICIENT AIRFOIL PADA ANSYS FLUENT DAN WIND TUNNEL SUDUT SERANG -5°

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%

TABLE XII. PERBANDINGAN DRAG COEFFICIENT DAN LIFT COEFFICIENT AIRFOIL PADA ANSYS FLUENT DAN WIND TUNNEL SUDUT SERANG 0°

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%

TABLE XIII. PERBANDINGAN DRAG COEFFICIENT DAN LIFT COEFFICIENT AIRFOIL PADA ANSYS FLUENT DAN WIND TUNNEL SUDUT SERANG 5°

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%

TABLE XIV. PERBANDINGAN DRAG COEFFICIENT DAN LIFT COEFFICIENT AIRFOIL PADA ANSYS FLUENT DAN WIND TUNNEL SUDUT SERANG 10°

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%

TABLE XV. PERBANDINGAN DRAG COEFFICIENT DAN LIFT COEFFICIENT AIRFOIL PADA ANSYS FLUENT DAN WIND TUNNEL SUDUT SERANG 15°

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%

D. Evaluasi Hasil Pengujian pada Ansys dan Wind Tunnel

Variasi jenis *airfoil*:

NACA 2412
 NACA 4412
 NACA 6412 } Dengan sub-variabel yang sama

TABLE XVI. EVALUASI HASIL PENGUJIAN AIRFOIL

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

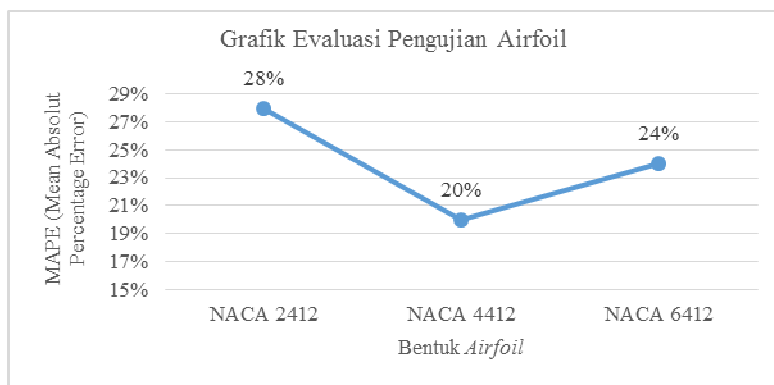


Fig. 25. Grafik evaluasi pengujian *airfoil*

Dari tabel XVI 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.

KESIMPULAN

Dari hasil penelitian yang telah dilakukan, eksperimental pada pengujian *wind tunnel*, numerik pada Ansys Fluent serta perbandingan keduanya. Dapat diambil sejumlah kesimpulan dari pelaksanaan penelitian skripsi ini.

1. Dari data yang didapat nilai *drag coefficient* dan *lift coefficient* berdasarkan bentuk *airfoil*. *Drag coefficient* berdasarkan urutan nilai yang paling besar adalah NACA 6412, NACA 4412 dan NACA 2412. Sedangkan *lift coefficient* berdasarkan urutan nilai yang paling besar adalah NACA 6412, NACA 4412 dan NACA 2412. Dapat disimpulkan semakin besar *chamber* maka semakin besar pula nilai *drag coefficient* dan *lift coefficient*
2. Dari data yang didapat nilai *drag coefficient* dan *lift coefficient* berdasarkan kecepatan aliran udara. *Drag coefficient* berdasarkan urutan nilai yang paling besar adalah kecepatan 4, 5, 7 dan 3 m/s. Sedangkan *lift coefficient* berdasarkan urutan nilai yang paling besar adalah kecepatan 7, 5, 4 dan 3 m/s. 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*.
3. Dari data yang didapat nilai *drag coefficient* dan *lift coefficient* berdasarkan sudut serang aliran udara. *Drag coefficient* berdasarkan urutan nilai yang paling besar adalah sudut 15°, 10°, 5°, 0° dan -5°. Sedangkan *lift coefficient* berdasarkan urutan nilai yang paling besar adalah sudut 15°, 10°, 5°, 0° dan -5°. Dapat disimpulkan semakin besar sudut serang aliran udara, maka semakin besar pula nilai *drag coefficient* dan *lift coefficient*.
4. Dari hasil perbandingan antar *drag coefficient* dan *lift coefficient* pada *wind tunnel* dengan Ansys Fluent didapat persentase terbesar pada NACA 2412 dengan besar nilai persentase tersebut adalah 28%.
5. Berdasarkan kategori 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%.

REFERENCES

- [1] J. D. Anderson, "Fundamentals of Aerodynamics", 5th edition, McGraw-Hill, 2010.
- [2] Khairani, Chindy. 2018. "Analisis Komputasi Perilaku Aliran Fluida Pada *Airfoil* Pesawat Terbang Dengan Persamaan Navier-Stokes" dalam Skripsi. Universitas Sumatra Utara, Medan.
- [3] Sugiarto, Tris. "Analisa Karakteristik *Airfoil* Naca 4412 Dengan Metode *Wind Tunnel*" dalam Jurnal ISSN 1978-2497. Institut Teknologi dan Seni.
- [4] Erlangga, Gema Pandji. 2017. "Studi Eksperimental Karakteristik Aerodinamika *Airfoil* Naca 4412 Dengan Variasi Kecepatan Aliran Udara" dalam Skripsi. Institut Teknologi Sepuluh Nopember.
- [5] Wikipedia "Viscosity" (<http://en.wikipedia.org/wiki/Viscosity>) (diakses tanggal 23 Februari 2013)
- [6] Wardana, Rinaldi Eka. 2015. "Analisi Hambatan Kapal Selam Mini Menggunakan Pengujian Pada *Wind Tunnel* Yang Tervalidasi Dengan *Computational Fluid Dynamics*" dalam tugas akhir. Institut Teknologi Sepuluh November.
- [7] Siregar, Munawir Rosyadi. 2013. "Analisis Koefisien Drag pada Mobil Hemat Energi "Mesin USU" dengan Menggunakan Perangkat Lunak CFD" dalam Skripsi. Universitas Sumatera Utara, Medan