

Analisis Karakteristik Aliran Fluida Melewati Model Sayap Pesawat Swayasa

Nasaruddin Salam^a, Rustan Tarakka^b, Jalaluddin^c, Sarwan^d

^aDepartemen Teknik Mesin, Fakultas Teknik, Universitas Hasanuddin, Gowa
e-mail: nassalam.unhas@yahoo.co.id

Kata kunci:

Airfoil
Rasio Ketebalan
Terhadap Chord
Computational Fluid
Dynamics
Koefisien Angkat
Koefisien Drag

ABSTRAK

Pesawat swayasa adalah pesawat eksperimental, di mana setidaknya 51% dari suku cadang pesawat dibuat oleh amatir dan tidak diproduksi di pabrik. Untuk itu tema penelitian ini adalah menentukan model sayap pesawat swayasa. Rumusan masalah dalam penelitian ini adalah bagaimana karakteristik model sayap pesawat swayasa, berapakah koefisien lift (Cl) dan koefisien drag (Cd), dan bagaimana model sayap yang optimal dari pesawat swayasa. Tujuan dari penelitian ini adalah untuk menjawab permasalahan yang disebutkan di atas. Metode penelitian ini menggunakan pendekatan *Computational Fluid Dynamics* (CFD) dan program eksperimen. Pendekatan eksperimental dilakukan di terowongan angin di Laboratorium Mekanika Fluida, Fakultas Teknik Universitas Hasanuddin, Gowa. Model sayap pesawat independen adalah model airfoil NACA 23012, dengan memodifikasi rasio ketebalan terhadap chord (t/c) pada t/c = 9%, t/c = 12%, dan t/c = 15%. Selanjutnya masing-masing model diberi perlakuan kecepatan aliran bebas (U) sebesar 40 m/s, dengan variasi *angle of attack* (α) - 20°, -15°, -10°, -5°, 0°, 5°, 10°, 15°, dan 20°. Hasil penelitian menunjukkan bahwa penambahan t/c ratio meningkatkan nilai Cl maksimum. Untuk nilai maksimum Cl diperoleh pada = 150 yaitu pada t/c = 9%, Cl = 1,4299, pada t/c = 12%, Cl = 1,4466, dan pada t/c = 15 %, Cl = 1,4979 . Cl/Cd maksimum sebesar 1,4999 diperoleh pada t/c = 15 % dan = 5°, dengan demikian model sayap pesawat swayasa yang paling sesuai adalah model airfoil NACA 23012 dengan t/c = 15 %.

Keyword:

Airfoil
Thickness To Chord Ratio
Computational Fluid
Dynamics
Lift Coefficient
Drag Coefficient

ABSTRACT

Homebuilt aircraft are experimental aircraft, of which at least 51% of the aircraft parts are amateur-built and not manufactured in factory. For this reason, the theme of this research is to determine the wing model of a homebuilt aircraft. The formulation of the problem in this study is how the characteristics of wing model of a homebuilt aircraft, how much is the lift coefficient (Cl) and drag coefficient (Cd), and what is the optimal model of the wing of a homebuilt aircraft. The purpose of this research is to answer the problems mentioned above. This research method uses Computational Fluid Dynamics (CFD) and experimental program approach. The experimental approach was carried out in a wind tunnel at the Fluid Mechanics Laboratory, Faculty of Engineering, Hasanuddin University, Gowa. The wing model of the independent aircraft is the NACA 23012 airfoil model, by modifying the thickness to chord ratio (t/c) at t/c = 9 %, t/c = 12 %, and t/c = 15 %. Furthermore, each model was treated with a freestream velocity (U) of 40 m/s, with variations in the angle of attack (α) -20°, -15°, -10°, -5°, 0°, 5°, 10°, 15°, and 20°. The results showed that the addition of the t/c ratio increased the maximum Cl value. For the maximum value of Cl obtained at = 150, namely at t/c = 9%, Cl = 1.4299, at t/c = 12 %, Cl = 1.4466, and at t/c = 15 %, Cl = 1,4979. The maximum Cl/Cd is of 1.4999 obtained at t/c = 15 % and α = 5°, thus the most suitable homebuilt aircraft wing model is the NACA 23012 airfoil model with t/c = 15 %.

1. PENDAHULUAN

Pesawat swayasa adalah pesawat terbang eksperimental yang paling sedikit 51% bagian pesawat itu merupakan hasil swadaya sendiri dan bukan buatan pabrik. Para pemilik pesawat dapat membeli pesawat swayasa dalam bentuk kit dan merakitnya sendiri. Pesawat ini harus mendapat sertifikasi laik terbang sekaligus registrasi dari Dinas Sertifikasi Kelaikan Udara (DSKU) sebelum diterbangkan.

Perkembangan olahraga pesawat swayasa di Indonesia semakin hari semakin pesat. Melihat meningkatnya minat masyarakat pada cabang olahraga ini, maka Federasi Aero Sport Indonesia (FASI) merasa perlu mewadahi dan membina. Pada tanggal 31 Januari 1987, cabang olahraga pesawat swayasa secara resmi berada dalam pembinaan FASI. Pesawat swayasa dinilai merupakan perkembangan dari olahraga *microlight* atau pesawat ringan. Pesawat ringan tidak memerlukan izin terbang karena merupakan buatan pabrik yang telah tersertifikasi, namun begitu hanya boleh terbang di wilayah satu negara saja.

Supaya pesawat bisa terbang, maka perlu gaya yang bisa mengatasi gaya berat akibat tarikan gravitasi bumi. Gaya ke atas (*lift*) ini harus bisa melawan tarikan gravitasi bumi sehingga pesawat bisa terangkat dan mempertahankan posisinya di angkasa. Berdasarkan hal tersebut, maka salah satu komponen utama pesawat dapat terbang tergantung pada desain sayapnya.

Krishnamurthy et al. [1] meneliti tentang analisis *computational fluid dynamics* (CFD) sebuah pesawat. Hasil penelitian ini, menunjukkan karakterisasi kualitatif dan kuantitatif dari sayap, yang memberikan informasi berguna untuk memverifikasi pemilihan sayap, desain sebelum pembuatan pesawat yang memakan waktu lama, dan geometri sayap yang dirancang, dianalisis dan dimodifikasi. Analisis lebih lanjut dilakukan pada sayap yang dimodifikasi untuk studi perbandingan. Untuk tujuan ini, model terowongan angin virtual dibuat dan analisis CFD dilakukan pada berbagai sudut serang (*angle of attacks*) untuk setiap sayap secara terpisah. *Variable lift, drag, stall angle* dan *rasio lift* dengan *drag* masing-masing sayap ditentukan, dan studi perbandingannya menunjukkan, bagaimana perubahan kecil pada sayap meningkatkan karakteristik alirannya secara keseluruhan.

Askan dan Tangos [2] melakukan penelitian dampak aspek rasio pada kinerja aerodinamis dan karakteristik pemisahan aliran pada sayap model yang terdiri dari empat profil berbeda yang digunakan untuk sayap pesawat Boeing 737-Classic. Eksperimen dilakukan di terowongan angin dengan kecepatan rendah pada berbagai sudut serang mulai dari -4° sampai dengan 40° dan pada bilangan Reynolds 2×10^5 pada model sayap yang memiliki rasio aspek berbeda yaitu 0,7 sampai dengan 1,3. Dari eksperimen dan studi numerik diketahui bahwa perubahan aspek rasio memengaruhi gaya hambat dan gaya angkat serta pemisahan aliran.

Shademan dan Naghib-Lahouti [3] melakukan simulasi untuk menganalisis aliran melewati pelat datar dalam beberapa konfigurasi dan kemiringan yang berbeda, sebuah pelat datar tipis pada tiga sudut kemiringan ($\alpha = 30^\circ, 60^\circ$ dan 90°), dan tiga aspek rasio ($AR = 0,5; 2$ dan 5). Bilangan Reynolds bervariasi antara 75.000 hingga 150.000. Peningkatan aspek rasio pada sudut kemiringan konstan meningkatkan beban aerodinamis rata-rata, kecuali untuk kasus $\alpha = 30^\circ$ dan $AR = 0,5$ di mana gaya rata-rata lebih besar dari aspek rasio lainnya untuk sudut kemiringan tertentu ini. Visualisasi struktur aliran menunjukkan vortisitas ujung, memiliki peran penting dalam mengendalikan vortisitas *shedding* dari tepi atas dan bawah. Pada $\alpha = 30^\circ$ dan $AR = 0,5$, kedua ujung pusaran mengontrol dan menekan pemisahan aliran dari tepi atas dan bawah.

Roy et al. [4] menganalisis kinerja aerodinamis dan karakteristik pemisahan aliran dari sayap persegi panjang untuk berbagai bilangan Reynolds. Mekanisme separasi dan pengaruhnya pada sayap segi empat, disimulasikan dalam ANSYS FLUENT menggunakan model turbulensi $K-\omega$ SST. Analisis rinci dilakukan untuk membahas aspek-aspek seperti gaya angkat dan gaya hambat permukaan sayap, distribusi tekanan permukaan di sekitar permukaan sayap, karakteristik pemisahan aliran untuk sudut serang yang berbeda, profil kecepatan pada bagian yang berbeda dari permukaan sayap sepanjang *chord*, dan efek vortisitas ujung sayap. Hasil simulasi menunjukkan bahwa, dengan meningkatkan sudut serang, titik separasi bergerak menuju *leading edge* dan timbulnya *stalling* sangat jauh dan lebih dekat ke *leading edge*. Juga, hasil eksperimental dan numeric mamajuana bahwa *airfoil* NACA 4415 telah ditingkatkan rasio koefisien angkat

terhadap koefisien drag pada sudut serang (AoA) berkisar antara 40 dan 60, yang secara khusus menguntungkan untuk kinerja yang lebih baik dari rotor turbin angin skala kecil.

Mizoguchi et al. [5] meneliti pengaruh aspek rasio pada karakteristik *stall* sayap dengan aspek rasio rendah, diselidiki secara eksperimental pada bilangan Reynolds 5.2×10^4 . Aspek rasio berkisar dari 0,5 hingga 1,5 pada interval 0,1. Koefisien aerodinamis sayap persegi panjang tipis, diukur dalam terowongan angin berkecepatan rendah. Ditemukan bahwa karakteristik aerodinamis sayap dengan aspek rasio rendah sangat sensitif terhadap aspek rasio. Koefisien angkat maksimum meningkat saat aspek rasio menurun. Di sisi lain, perbedaan rasio lift-to-drag dapat diabaikan pada sudut yang besar.

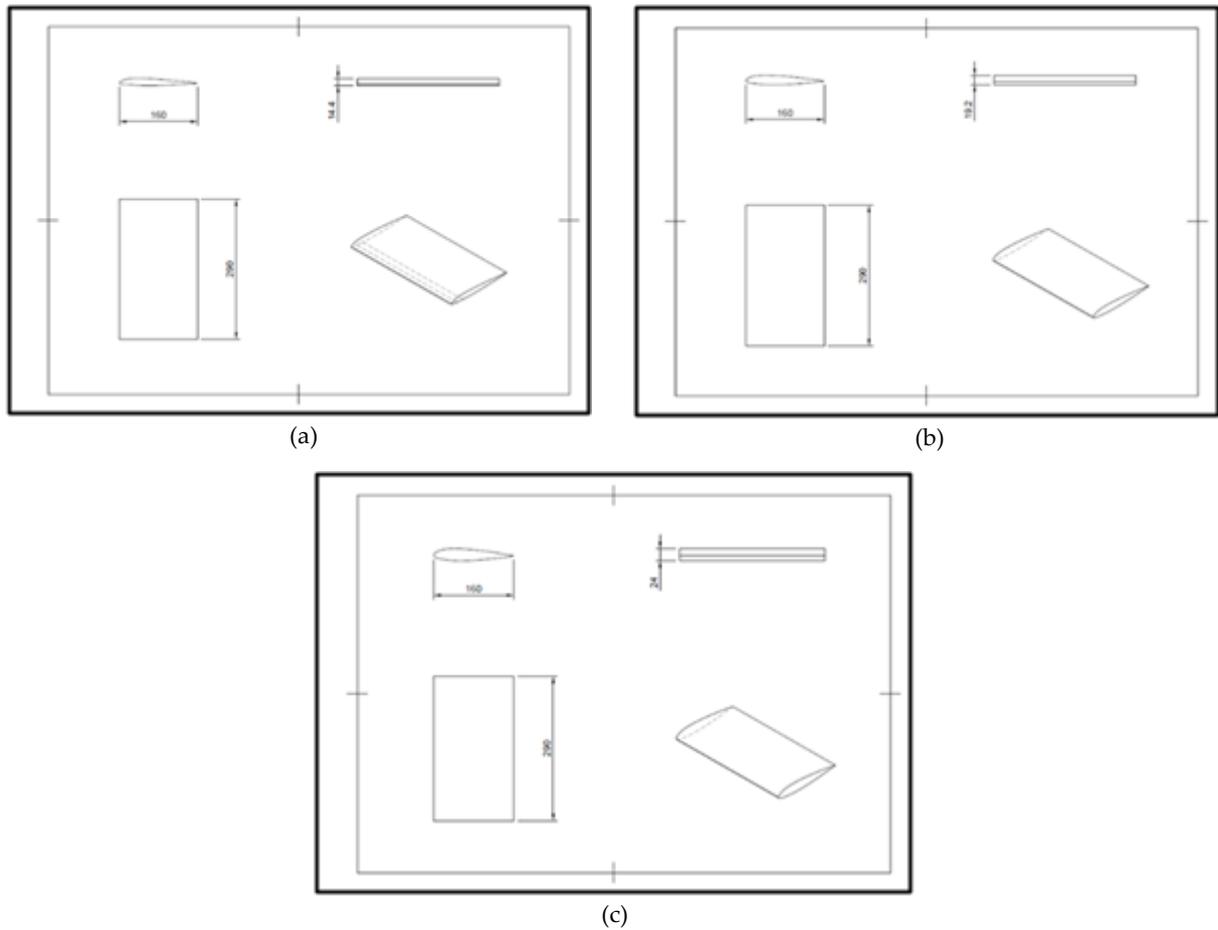
Rahman et al. [6] meneliti pengaruh aspek rasio pada kinerja airfoil sayap simetris aksial sebagai fungsi dari sudut serang. Terowongan angin yang digunakan untuk eksperimen, memiliki penampang $1200 \times 1200 \text{ mm}^2$ dengan ruang uji tertutup. Tiga jenis *airfoil* yang berbeda dengan aspek rasio yang berbeda (AR 2, AR 1, dan AR 0,5) diuji pada kecepatan aliran udara 37,5 m/s. Ditemukan bahwa untuk model sayap pada area sayap yang sama AR 2, mengurangi kekuatan vortisitas di ujung sayap dengan mengurangi *vortex* ujung lebih efektif daripada model sayap lainnya dan sebagai hasilnya. Perbedaan antara tekanan permukaan atas dan bawah pada model sayap AR 2 relatif lebih tinggi daripada model sayap lainnya di berbagai sudut serang. Setelah menganalisis hasil eksperimen, maka model sayap AR 2 ditemukan paling optimal.

Salam dkk [7] melakukan penelitian terapan Unhas tentang pengembangan pesawat Haerul *ultralight*. Luaran penelitian ini, berupa prototipe pesawat *ultralight* yang dapat mengangkat 2 orang penumpang dan bagasi sebesar 75 kg. Model sayap pesawat ini, diuji di Laboratorium Mekanika Fluida, sedangkan pembuatan prototipe di Laboratorium Teknologi Mekanik Departemen Teknik Mesin Fakultas Teknik Universitas Hasanuddin.

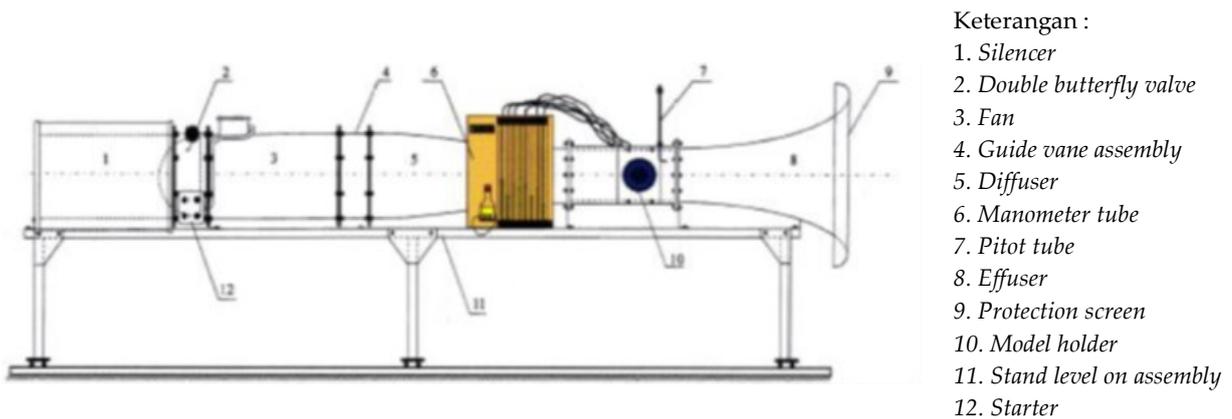
2. METODE PENELITIAN

Model sayap pesawat swayasa, adalah menggunakan model *airfoil* NACA 23012 yang dimodifikasi ketebalannya terhadap Panjang *chord* atau *thickness to chord ratio* (t/c) pada $t/c = 9\%$, $t/c = 12\%$, dan $t/c = 15\%$. Ukuran panjang *chord airfoil* 1600 mm, sedangkan *span* 290 mm. Penelitian ini dilakukan dengan menggunakan pendekatan komputasi dan eksperimental. Pendekatan komputasi menggunakan program *Computational Fluid Dynamics* (CFD) dengan *software Autodesk Fusion 360*, *Gambit 2.4.6*, dan *Fluent 6.3.26* yang sesuai dengan model sayap *airfoil* NACA 23012. Sedangkan pada pendekatan eksperimental, uji laboratorium pada model sayap swayasa (benda uji) akan dilakukan pada fasilitas terowongan angin subsonik (*subsonic wind tunnel*) yang tersedia pada Laboratorium Mekanika Fluida Departemen Teknik Mesin Fakultas Teknik Unhas Gowa.

Pada tahap komputasi maupun eksperimen, model benda uji sebanyak 3 buah dengan bentuk dan aspek rasio berbeda dengan ukuran sebagaimana tersebut di atas, kemudian masing-masing diberi perlakuan kecepatan aliran udara *free stream* (U) yang sama 40 m/s, dan 9 (sembilan) tingkat sudut serang (*angle of attacks*) atau (α) -20° , -15° , -10° , -5° , 0° , 5° , 10° , 15° , dan 20° . Gambar 1 berikut ini, menunjukkan model uji *airfoil* dengan tiga rasio t/c yang berbeda dan gambar 2 instalasi peralatan penelitian.



GAMBAR 1. Model uji *airfoil* dengan (a) model rasio $t/c = 9\%$, (b) model rasio $t/c = 12\%$ dan (c) model rasio $t/c = 15\%$



Keterangan :

1. Silencer
2. Double butterfly valve
3. Fan
4. Guide vane assembly
5. Diffuser
6. Manometer tube
7. Pitot tube
8. Effuser
9. Protection screen
10. Model holder
11. Stand level on assembly
12. Starter

GAMBAR 2. Instalasi peralatan penelitian

Menurut Cengel & Cimbala [8], nilai koefisien gaya angkat (C_L) dan koefisien gaya hambat (C_D), dapat ditentukan berdasarkan persamaan (1) dan persamaan (2) berikut ini.

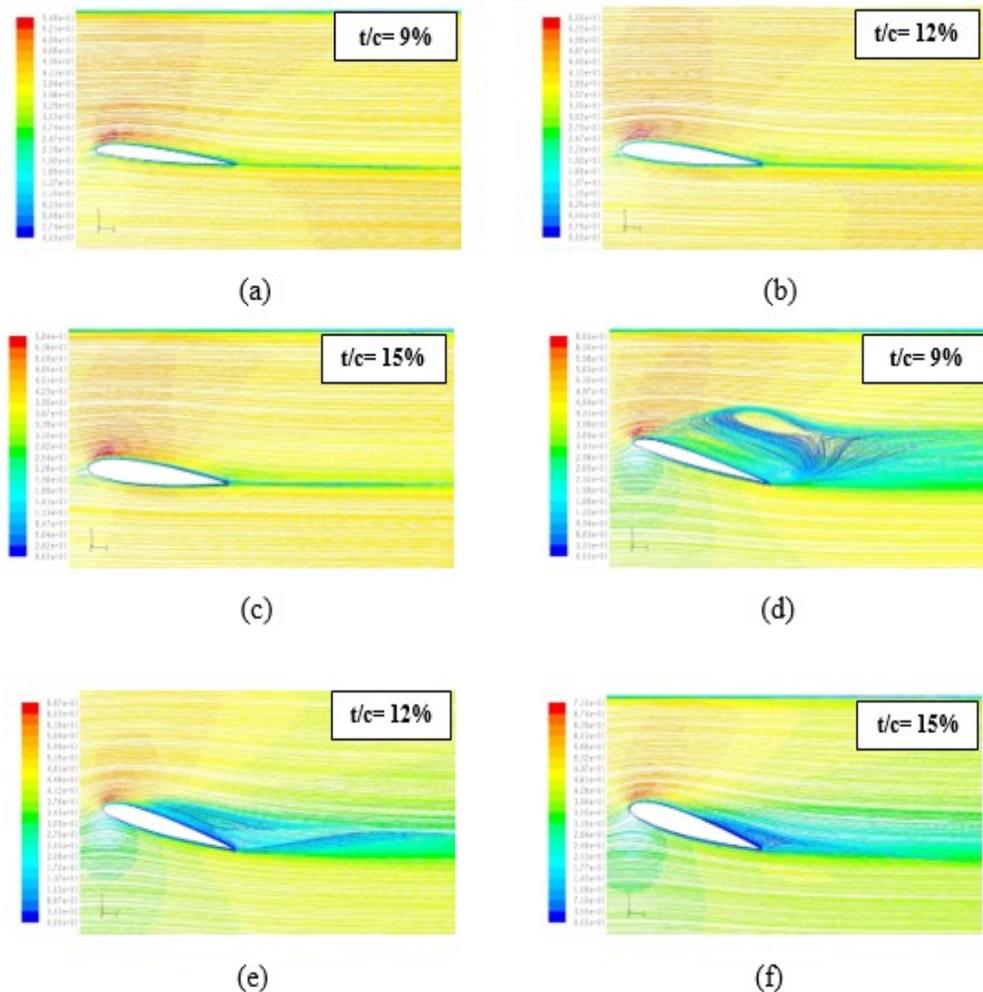
$$C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2} \rho V^2 A} \quad (1)$$

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

dengan C_L = koefisien gaya angkat, C_D = koefisien gaya hambat, ρ = massa jenis udara (kg/), v = Kecepatan *free stream* (m/s), A = luas area *planform* sayap (m^2), F_L = Gaya angkat (N) dan F_D = Gaya hambat (N).

3. HASIL DAN PEMBAHASAN

Hasil yang diperoleh dengan menggunakan pendekatan komputasi dan eksperimental pada kecepatan *free stream* (U) 40 m/s, sudut serang (α) 200, 150, 100, 50, 00, -50, -100, -150, dan -200, *thickness to chord ratio* (t/c) 9%, 12% dan 15%. Data-data hasil pengukuran disajikan dalam bentuk tabel dan grafik. Untuk mendukung hasil yang diperoleh dari proses komputasi berupa C_l , C_d , terlebih dahulu akan ditampilkan karakteristik pola aliran yang terbentuk di sekitar model berupa *pathline* kecepatan. Setiap variasi sudut serang dilakukan beberapa kali percobaan untuk menemukan hasil terbaik.



Gambar 3. *Pathline* kecepatan pada model uji dengan kecepatan *free stream* 40 m/s, pada sudut serang 5° dengan variasi rasio (a) t/c 9%, (b) t/c 12%, dan (c) t/c 15%, sedangkan pada sudut serang 15° dengan variasi rasio (d) t/c 9%, (e) t/c 12%, dan (f) t/c 15%

Tabel 1. Hasil komputasi koefisien *lift* (C_l) model uji pada kecepatan *free stream* 40 m/s sudut serang (α) dari -20° sampai dengan 20° untuk setiap tingkat t/c .

α (deg)	$t/c = 9\%$	$t/c = 12\%$	$t/c = 15\%$
	C_l	C_l	C_l
20	1,4269	1,3817	1,4847

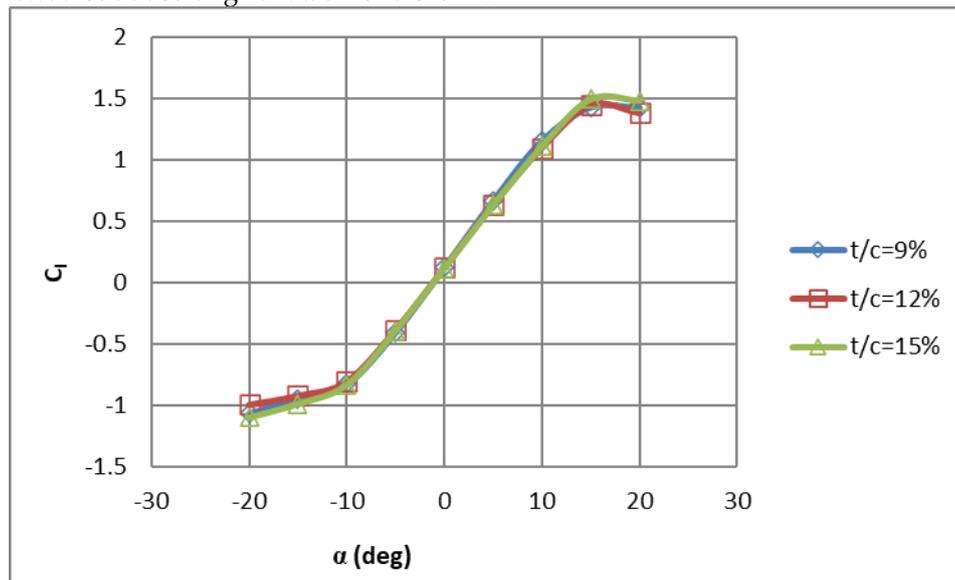
15	1,4299	1,4466	1,4979
10	1,1542	1,0986	1,1122
5	0,6654	0,6323	0,6318
0	0,1221	0,1184	0,1153
-5	-0,4070	-0,3862	-0,3931
-10	-0,8305	-0,8073	-0,8348
-15	-0,9555	-0,9230	-0,9890
-20	-1,0681	-0,9961	-1,1016

Sebagai contoh, untuk karakteristik aliran dengan pendekatan komputasi diambil pada sudut serang 5° dan 15° . Gambar 3 menunjukkan karakteristik aliran yang melewati *airfoil* NACA 23012 dengan variasi rasio t/c 9%, 12%, 15%, pada sudut serang 5° dan 15° dengan kecepatan 40 m/s, menunjukkan *pathline* kecepatan pada tiap perubahan t/c dengan pola tertentu. Pada gambar 3 (a), (b), (c) karakteristik aliran pada sudut serang 5° , secara signifikan terlihat tidak begitu banyak perbedaan antara kecepatan yang melewati *midspan airfoil* pada tiga variasi rasio t/c dari berbagai variasi kecepatan *free stream*.

Pada gambar 3 (d) (e) (f) karakteristik aliran pada sudut serang 15° , memberikan informasi adanya aliran pada *trailing edge* yang bergerak dari *lower surface* ke *upper surface*, aliran ini kemudian membentuk pusaran atau *vortex*. Hal ini diakibatkan oleh tekanan pada bagian *upper surface* lebih rendah dari *lower surface* sehingga fluida bergerak melewati bagian tip *airfoil*. *Vortex* yang mulanya berukuran kecil berkembang seiring kenaikan kecepatan *free stream*. Fenomena ini mengakibatkan bertambahnya gaya *drag* pada *airfoil*, dan menunjukkan perubahan *vortex* dari terbesar ke terkecil,

Tabel 1 di atas, menunjukkan hasil komputasi koefisien *lift* (C_l) model uji pada kecepatan *free stream* 40 m/s dan sudut serang (α) dari -20° sampai dengan 20° untuk setiap tingkat perbandingan rasio t/c . Dari tabel 1 diperoleh bahwa sudut serang positif, besarnya koefisien *lift* bertambah besar seiring dengan pertambahan sudut serang, namun pada sudut serang 15° terjadi titik balik atau kondisi *stall*, kondisi ini terjadi pada setiap tingkat aspek rasio t/c . Sedangkan pada sudut serang negatif, nilai koefisien *lift* juga semakin besar seiring dengan pertambahan sudut serang, namun tidak mengalami titik balik, kondisi ini juga terjadi pada setiap tingkat aspek rasio t/c .

Pada gambar 4 menunjukkan grafik koefisien *lift* terhadap sudut serang pada kecepatan *freestream* (U) 40 m/s. Pada grafik terlihat bahwa, nilai C_l semakin besar seiring dengan peningkatan sudut serang, sebelum melewati sudut serang 15° atau kondisi *stall*.



Gambar 4. Grafik hasil komputasi hubungan nilai koefisien *lift* (C_l) model uji terhadap sudut serang (α) pada kecepatan *free stream* 40 m/s untuk setiap tingkat t/c

Tabel 2. Hasil komputasi koefisien drag (C_d) model uji pada kecepatan freestream 40 m/s sudut serang (α) dari -20° sampai dengan 20° untuk setiap tingkat t/c

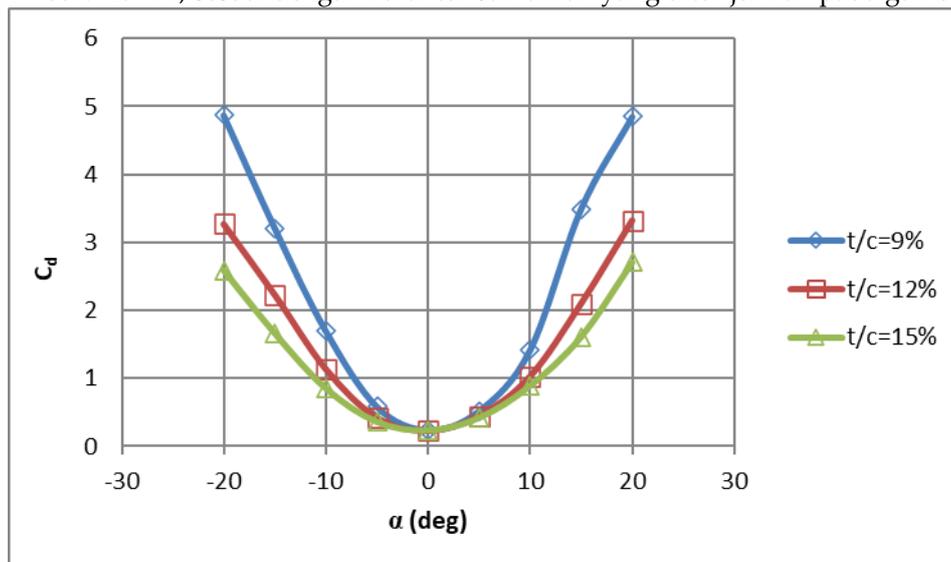
α (deg)	$t/c=9\%$	$t/c=12\%$	$t/c=15\%$
	C_d	C_d	C_d
20	4,8466	3,3240	2,7055
15	3,4925	2,1006	1,6113
10	1,4154	1,0267	0,8900
5	0,5217	0,4469	0,4212
0	0,2407	0,2276	0,2352
-5	0,5863	0,4215	0,3620
-10	1,6982	1,1349	0,8540
-15	3,2101	2,2292	1,6645
-20	4,8685	3,2679	2,5911

Pada gambar 4 diperoleh pula informasi bahwa, pada sudut serang yang sama dapat menghasilkan nilai C_l C_l yang berbeda, bila aspek rasio t/c berubah. Makin besar nilai aspek rasio, maka nilai C_l C_l juga akan semakin besar. Hal ini, sesuai dengan karakteristik aliran yang ditunjukkan pada gambar 3.

Tabel 2 di atas, menunjukkan hasil komputasi koefisien drag (C_d) model uji pada kecepatan *free stream* 40 m/s dan sudut serang (α) dari -20° sampai dengan 20° untuk setiap tingkat perbandingan rasio t/c . Dari tabel 2 diperoleh bahwa, pada sudut serang positif, besarnya koefisien drag bertambah besar seiring dengan pertambahan sudut serang. Kondisi ini terjadi pada setiap tingkat aspek rasio t/c . Sedangkan pada sudut serang negatif, nilai koefisien lift juga semakin besar seiring dengan pertambahan sudut serang. Pada sudut serang yang sama, nilai C_d semakin kecil, bila aspek rasio t/c diperbesar.

Pada gambar 5 menunjukkan grafik koefisien drag terhadap sudut serang pada kecepatan *free stream* (U) 40 m/s. Pada grafik terlihat bahwa, nilai C_d C_d semakin besar seiring dengan peningkatan sudut serang, sebelum melewati sudut serang 0° atau kondisi titik balik dari sudut serang positif ke sudut serang negatif.

Pada gambar 5 diperoleh pula informasi bahwa, pada sudut serang yang sama dapat menghasilkan nilai C_d yang berbeda, bila aspek rasio t/c berubah. Makin besar nilai aspek rasio, maka nilai C_d C_d juga akan semakin kecil. Hal ini, sesuai dengan karakteristik aliran yang ditunjukkan pada gambar 3.



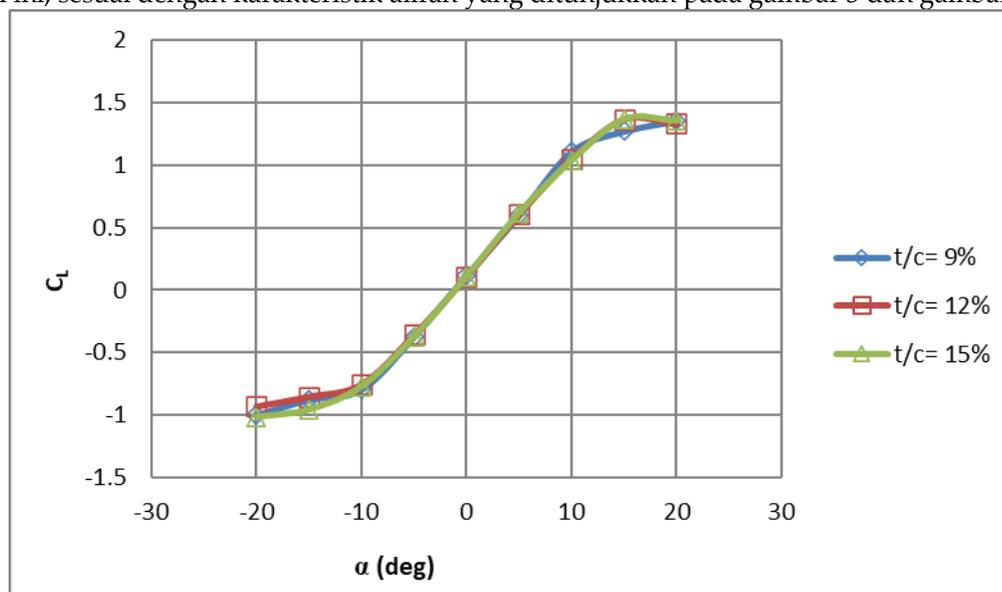
Gambar 5. Grafik hasil komputasi hubungan nilai koefisien drag (C_d) model uji terhadap sudut serang (α) pada kecepatan *free stream* 40 m/s untuk setiap tingkat t/c

Tabel 3. Hasil komputasi koefisien *lift* (C_l) model uji pada kecepatan *free stream* 40 m/s sudut serang (α) dari -20° sampai dengan 20° untuk setiap tingkat t/c

α (deg)	$t/c=9\%$		$t/c=12\%$		$t/c=15\%$	
	$F_l(N)$	C_l	$F_l(N)$	C_l	$F_l(N)$	C_l
-20	-45,5790	-1,0024	-42,3742	-0,9319	-46,1843	-1,0157
-15	-39,8969	-0,8774	-38,7988	-0,8532	-43,4473	-0,9555
-10	-36,1986	-0,7961	-34,3327	-0,7550	-35,0417	-0,7706
-5	-16,9873	-0,3736	-16,2323	-0,3570	-16,8741	-0,3711
0	5,3051	0,1167	4,9262	0,1083	5,0778	0,1117
5	27,1797	0,5977	27,5572	0,6060	28,0480	0,6168
10	50,3795	1,1079	47,7672	1,0505	47,2075	1,0382
15	57,8322	1,2718	62,2245	1,3684	62,1879	1,3676
20	61,6028	1,3547	60,5346	1,3312	61,5672	1,3540

Tabel 3 di atas ini, menunjukkan hasil eksperimen koefisien *lift* (C_l) model uji pada kecepatan *free stream* 40 m/s dan sudut serang (α) dari -20° sampai dengan 20° untuk setiap tingkat perbandingan rasio t/c . Dari tabel 3 diperoleh bahwa sudut serang positif, besarnya koefisien *lift* bertambah besar seiring dengan pertambahan sudut serang, namun pada sudut serang 15° terjadi titik balik atau kondisi *stall*, kondisi ini terjadi pada setiap tingkat aspek rasio t/c . Sedangkan pada sudut serang negatif, nilai koefisien *lift* juga semakin besar seiring dengan pertambahan sudut serang, namun tidak mengalami titik balik, kondisi ini juga terjadi pada setiap tingkat aspek rasio t/c .

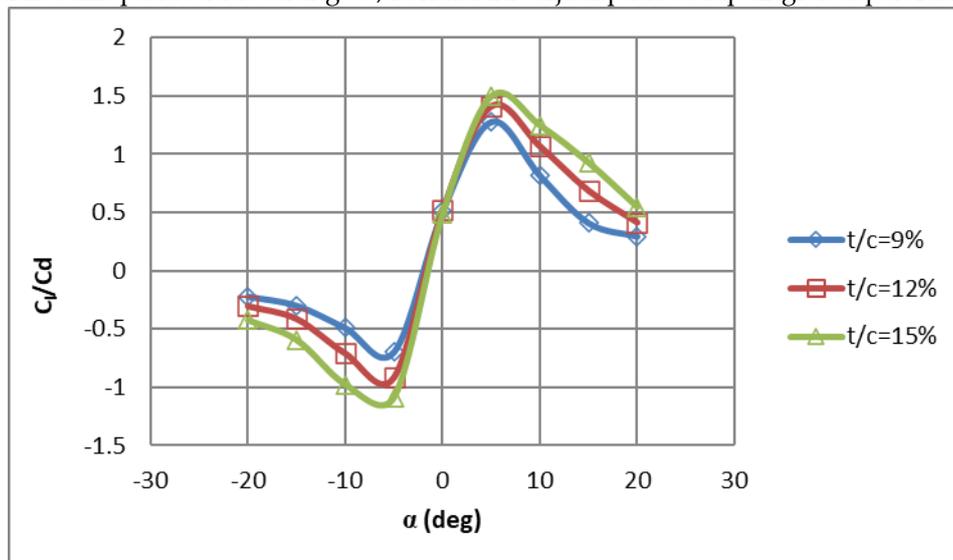
Pada gambar 6 di bawah ini, menunjukkan grafik hasil eksperimen koefisien *lift* terhadap sudut serang pada kecepatan *free stream* (U) 40 m/s. Pada grafik terlihat bahwa, nilai C_l semakin besar seiring dengan peningkatan sudut serang, sebelum melewati sudut serang 15° atau kondisi *stall*. Pada gambar 6 diperoleh pula informasi bahwa, pada sudut serang yang sama dapat menghasilkan nilai C_l yang berbeda, bila aspek rasio t/c berubah. Makin besar nilai aspek rasio, maka nilai C_l juga akan semakin besar. Hal ini, sesuai dengan karakteristik aliran yang ditunjukkan pada gambar 3 dan gambar 4.

Gambar 6. Grafik hasil eksperimen hubungan nilai koefisien *lift* (C_l) model uji terhadap sudut serang (α) pada kecepatan *freestream* 40 m/s untuk setiap tingkat t/c

Tabel 4. Hasil komputasi perbandingan koefisien *lift* (C_l) dengan koefisien *drag* (C_d) atau C_l/C_d model uji pada kecepatan *free stream* 40 m/s sudut serang (α) dari -20° sampai dengan 20° untuk setiap tingkat t/c

α (deg)	$t/c=9\%$	$t/c=12\%$	$t/c=15\%$
	C_l/C_d	C_l/C_d	C_l/C_d
20	0,2944	0,4156	0,5487
15	0,4094	0,6886	0,9295
10	0,8154	1,0700	1,2496
5	1,2753	1,4146	1,4999
0	0,5070	0,5203	0,4901
-5	-0,6940	-0,9160	-1,0857
-10	-0,4890	-0,7112	-0,9773
-15	-0,2976	-0,4140	-0,5941
-20	-0,2193	-0,3048	-0,4251

Tabel 4 di atas, menunjukkan hasil komputasi perbandingan koefisien *lift* (C_l) dengan koefisien *drag* (C_d) atau C_l/C_d model uji, pada kecepatan *free stream* 40 m/s dan sudut serang (α) dari -20° sampai dengan 20° untuk setiap tingkat perbandingan rasio t/c . Dari tabel 4 diperoleh bahwa sudut serang positif, besarnya C_l/C_d bertambah kecil seiring dengan pertambahan sudut serang, namun pada sudut serang 5° terjadi titik balik atau kondisi *stall*, kondisi ini terjadi pada setiap tingkat aspek rasio t/c . Sedangkan pada sudut serang negatif, nilai C_l/C_d juga semakin kecil seiring dengan pertambahan sudut serang, dan mengalami titik balik pada sudut serang -5° , kondisi ini terjadi pada setiap tingkat aspek rasio t/c .



Gambar 7. Grafik hasil komputasi hubungan perbandingan nilai koefisien *lift* (C_l) dengan koefisien *drag* (C_d) atau C_l/C_d model uji terhadap sudut serang (α) pada kecepatan *free stream* 40 m/s untuk setiap tingkat t/c

Pada gambar 7 menunjukkan hasil komputasi grafik C_l/C_d terhadap sudut serang (α) pada kecepatan *free stream* (U) 40 m/s. Pada grafik tersebut terlihat bahwa, nilai C_l/C_d semakin kecil seiring dengan peningkatan sudut serang positif, sebelum melewati sudut serang 5° atau kondisi *stall*. Sedangkan pada sudut serang negatif, nilai C_l/C_d juga semakin kecil seiring dengan pertambahan sudut serang, dan mengalami titik balik pada sudut serang -5° , kondisi ini terjadi pada setiap tingkat aspek rasio t/c .

4. KESIMPULAN

Analisis karakteristik aliran fluida melewati model sayap pesawat swayasa, dengan menggunakan model *airfoil* NACA 23012, dengan melakukan modifikasi *thickness to chord ratio* (t/c) pada $t/c = 9\%$, $t/c = 12\%$, dan $t/c = 15\%$, menggunakan pendekatan program *Computational Fluid Dynamics* (CFD) dan eksperimental pada perlakuan kecepatan *free stream* (U) 40 m/s dan variasi sudut serang (α) dari -20° sampai dengan 20° disimpulkan

1. Karakteristik koefisien *lift* dan koefisien *drag* pada model sayap pesawat swayasa, dengan menggunakan model *airfoil* NACA 23012 menunjukkan pola karakteristik yang sama, walaupun besarnya nilai t/c berbeda.
2. Koefisien gaya angkat atau *lift* (C_l) dan koefisien gaya hambat atau *drag* (C_d), pada kecepatan *free stream* $U = 40$ m/s dan sudut serang $\alpha = 150$, pada $t/c = 9\%$, $C_l = 1,4299$ dan $C_d = 3,4925$, pada $t/c = 12\%$, $C_l = 1,4466$ dan $C_d = 2,1006$, pada $t/c = 15\%$, $C_l = 1,4979$ dan $C_d = 1,6113$. Sedangkan, berdasarkan perbandingan C_l/C_d maksimum diperoleh 1,4999 pada $t/c = 15\%$ dan $\alpha = 50$.
3. Model sayap pesawat swayasa yang optimal untuk digunakan, adalah model *airfoil* NACA 23012 dengan $t/c = 15\%$.

UCAPAN TERIMAKASIH

Lembaga Penelitian Dan Pengabdian Masyarakat (LPPM) Universitas Hasanuddin, yang membiayai penelitian ini, melalui Penelitian Terapan Unhas (PTU) Tahun Anggaran 2021 dengan nomor kontrak penelitian 915/UN4.22/PT.01.03/2021 Tanggal 12 April 2021. Pengelola Laboratorium Mekanika Fluida Departemen Teknik Mesin Fakultas Teknik Universitas Hasanuddin, yang mengizinkan dan memfasilitasi pelaksanaan penelitian ini.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] S. Krishnamurthy, S. Jayashankar, S. V Rao, R. K. TS, and S. Nyamannavar, "CFD analysis of an RC aircraft wing," *Int. J. Mech. Prod. Eng. Issn*, pp. 2092–2320, 2014.
- [2] A. Aşkan and S. Tangöz, "The impact of aspect ratio on aerodynamic performance and flow separation behavior of a model wing composed from different profiles," *J. Energy Syst.*, vol. 2, no. 4, pp. 224–237, 2018.
- [3] M. Shademan and A. Naghib-Lahouti, "Effects of aspect ratio and inclination angle on aerodynamic loads of a flat plate," *Adv. Aerodyn.*, vol. 2, no. 1, pp. 1–23, 2020.
- [4] A. Roy, A. K. Mallik, and T. P. Sarma, "A Study of Model Separation Flow Behavior at High Angles of Attack Aerodynamics," *J. Appl. Comput. Mech.*, vol. 4, no. 4, pp. 318–330, 2018.
- [5] M. Mizoguchi, Y. Kajikawa, and H. Itoh, "Aerodynamic characteristics of low-aspect-ratio wings with various aspect ratios in low Reynolds number flows," *Trans. Jpn. Soc. Aeronaut. Space Sci.*, vol. 59, no. 2, pp. 56–63, 2016.
- [6] M. Rahman, M. Ali, and M. M. Hossain, "An Experimental Investigation of the Effect of Aspect Ratio on the Airfoil Characteristics of NACA 0012 Wing," *Adv. Mech. Eng. Technol.*, vol. 3, no. 3, pp. 1–15, 2020.
- [7] Salam Nasaruddin, Tarakka Rustan, Aminy Ahmad Yusran, Syam Rafiuddin, Syahid Muhamad, Pattara Bastian Jabir, Anshar Muh., Hayat Azwar, Iskandar Edi, 2020, Pengembangan Pesawat Haerul Ultralight, Buku Laporan Penelitian Terapan Unhas, Lembaga Penelitian dan Pengabdian Kepada Masyarakat (LPPM) Unhas.
- [8] A. Cengel Yunus and M. Cimbala John, "Fluid Mechanics: Fundamentals and Applications, McGraw-Hill," 2006.