

# Longitudinal static stability analysis with wing swept angle variation of UAV flying wing surveillance adelaar 2 use software XFLR 5

**Prytha Virgiawan Lesalli<sup>\*</sup>, M. Ardi Cahyono**

Departemen Teknik Dirgantara, Sekolah Tinggi Teknologi Adisutjipto

Email Korespondensi : \*lesalliprytha@gmail.com

**Abstract.** Aircraft stability is very important for calculated in aircraft design, specially for UAV which will be used for air surveillance. The purpose of aircraft stability analysis to find aircraft stability characteristic. Aircraft static stability can be analyzed by XFLR 5 Software which is can calculate characteristic of aircraft static stability, show visual, graph, and simulation of aircraft stability. Adelaar 2 is UAV with flying wing configuration and will be analyzed use software XFLR 5 with the input of aircraft mass with the centre of gravity will be located in 5% of mean aerodynamic chord in front of neutral point and aircraft geometry types of airfoil in chord root, tip, span, winglet geometry and wing swept. With the result that Adelaar 2 is qualify for longitudinal static stability after the author analyze use XFLR5 with the parameter and obtained character of stability for 22,5°, 25°, 27,5°, and 30° wing swept angle.

**Keywords:** Aircraft Stability, UAV, XFLR

## 1. Pendahuluan

Seiring dengan berkembangnya permintaan akan pemetaan, diperlukan berbagai macam metode pemetaan. Dengan memanfaatkan kemajuan teknologi kamera udara, film dan pesawat, maka pekerjaan pemetaan dapat dilakukan dengan waktu yang relatif cepat dan akurasi tinggi [3]. Salah satu alternatif pemetaan adalah menggunakan UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*) yang mengambil citra dari udara. UAV adalah perangkat yang diterbangkan di udara tanpa adanya penerbang di dalamnya atau yang sering dikenal dengan *drone* yang dikendalikan oleh *programmed autonomous flight* atau *remote pilot*[1].

Konfigurasi UAV yang sering digunakan untuk pemetaan udaran adalah *fixed wing* dan *multi rotor*. *Multi rotor* memiliki kestabilan yang lebih baik dibanding dengan *fixed wing*, namun *fixed wing* umumnya lebih hemat daya dibanding *multi rotor* karena jumlah penggerak *fixed wing* yang lebih sedikit dibanding dengan *multi rotor*[4].

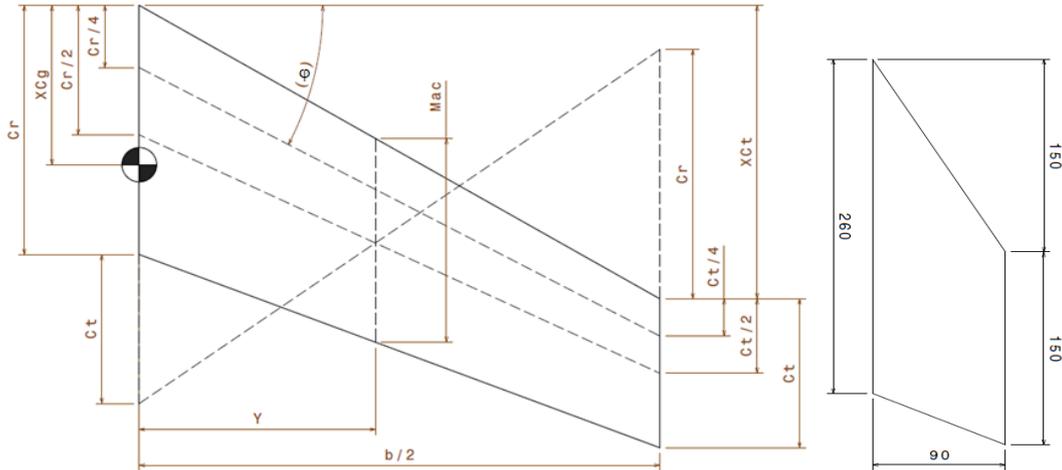
Dalam penerapan definisi stabilitas statik adalah kecenderungan untuk melawan gangguan diukur dengan menggunakan sifat gaya dan momen pesawat terbang yang timbul karena pesawat mendapat gangguan dari keadaan terbang *steady*, dimana *center of gravity* menjadi titik pusatnya. Pesawat dikatakan stabil apabila pesawat kembali ke posisi awal setelah diberi gangguan, dengan memperhatikan parameter  $C_{ma} < 0$ [5].



Adelaar 2 merupakan UAV dengan konfigurasi *fixed wign flying wing* yang dirancang dan dimanufaktur oleh tim Unit Kegiatan Mahasiswa Aeromodelling dan mahasiswa Sekolah Tinggi Teknologi Adisutjipto Yogyakarta, misi terbang pesawat ini berupa pemotretan di udara atau *surveillance*, dengan pendorong *single engine pusher* berupa *brushless motor*. Oleh karena itu perlu nya optimasi terhadap kestabilan pesawat ketika terbang terutama dalam matra longitudinal.

## 2. Metodologi Penelitian

UAV didesain pada software XFLR 5 dengan memasukan beberapa parameter *wing* dan *winglet* seperti pada Gambar 1.



**Gambar 1.** Parameter Desain Sayap

Variabel tersebut adalah bentang sayap ( $b$ ), panjang *chord root* ( $C_r$ ), *Chord tip* ( $C_t$ ), jenis airfoil, massa pesawat ( $m$ ), letak pusat massa pesawat ( $X_{Cg}$ ), jarak *leading edge*  $C_r$  dengan *leading edge*  $C_t$  terhadap sumbu X ( $X_{Ct}$ ) seperti yang ditunjukkan pada Tabel 1, Variabel  $X_{Ct}$  dipengaruhi oleh variasi sudut *swept* di  $0,25 \text{ chord } (\varphi)$  sebesar  $22,5^\circ$ ,  $25^\circ$ ,  $27,5^\circ$  dan  $30^\circ$  dengan sudut serang ( $\alpha$ )  $-20^\circ$  hingga  $20^\circ$ .

**Tabel 1.** Variabel Input Geometri Sayap

b (m)	$C_r$ (m)	$C_t$ (m)
1,8	0,435	0,26

Beberapa variabel konstan meskipun dilakukan perubahan sudut *swept* sayap[7], seperti *tapper ratio* ( $\lambda$ ) yang didapatkan dari persamaan 1.

$$\lambda = \frac{C_r}{C_t} \tag{1}$$

Variabel *mean aerodynamic chord* ( $Mac$ ) didapatkan melalui persamaan 2.

$$Mac = \frac{2}{3} \times \frac{1+\lambda+\lambda^2}{1+\lambda} \times C_r \tag{2}$$

Jarak *neutral point* dengan  $C_r$  terhadap sumbu Y ( $Y$ ) didapatkan dari persamaan 3.

$$Y = \frac{b}{2} \times \frac{C_r - Mac}{C_r - C_t} \tag{3}$$

Sehingga didapatkan variabel seperti pada Tabel 2.

**Tabel 2.** Variabel  $\lambda$ , Y dan Mac

$\lambda$	Y (m)	Mac (m)
0,597701	0,41223	0,354844

Namun, dikarenakan perubahan variabel sudut *swept*  $0,25 \text{ chord } (\varphi)$  maka mempengaruhi variabel lain seperti,  $X_{Np}$ ,  $X_{Cg}$  dan  $X_{Ct}$ . Dengan persamaan 4 maka didapatkan letak *neutral point* dari *leading edge chord root* terhadap sumbu X ( $X_{Np}$ ).

$$X_{Np} = \frac{C_r}{4} + \frac{b(1+2\lambda)}{6(1+\lambda)} \times \tan(\varphi) \tag{4}$$

Dengan persamaan 5 maka didapatkan letak pusat massa dari *leading edge chord root* terhadap sumbu X (Cg).

$$XCg = XNp - 0.05 \times Mac \quad (5)$$

Dengan persamaan 6 maka didapatkan letak *leading edge chord tip* dari *leading edge chord root* terhadap sumbu X (Cg).

$$XCt = \tan(\varphi) \times \frac{2b - Cr - Ct}{4} \quad (6)$$

Sehingga didapatkan data  $X_{Np}$ ,  $X_{Cg}$  dan  $X_{Ct}$  seperti pada Tabel 3.

**Tabel 3.** Variabel  $X_{Np}$ ,  $X_{Cg}$  dan  $X_{Ct}$

	$\varphi$ (°)	$X_{Np}$ (m)	$X_{Cg}$ (m)	$X_{Ct}$ (m)
Wing 1	22,5	0,279501	0,261759	0,416542
Wing 2	25	0,300976	0,283234	0,463427
Wing 3	27,5	0,323343	0,305601	0,51226
Wing 4	30	0,346751	0,329009	0,563365

Massa pesawat (m) ditentukan dari variasi massa dan *wing span* (b) pesawat pembeding seperti yang ditunjukkan pada Tabel 4. [6].

**Tabel 4.** Data pesawat pembeding

	Wing Span (m)	Massa (kg)	Kecepatan (m/s)
Parrot	1,15	0,7496432	22,2
X6	1,5	1,9992864	11,1
X8	2,12	3,4987768	22,2
Earth Line	2,6	4,9982671	22,2
Big Drone	3,05	5,4980632	22,2

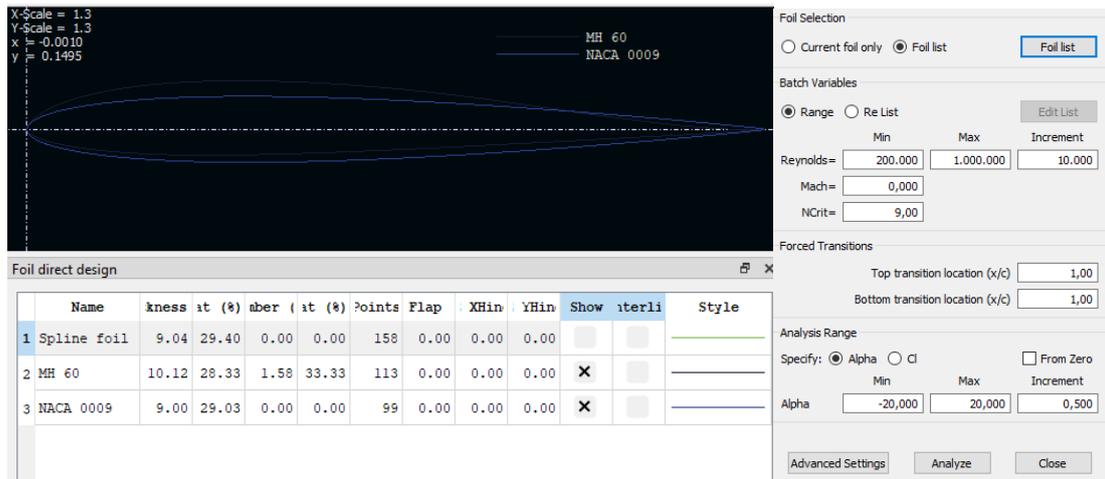
Dari data Tabel 3 didapatkan regresi massa pesawat terhadap wing span (b) yang ditetapkan adalah 1,8 m, dan didapatkan persamaan (7) sehingga diperoleh massa pesawat sebesar 1.486 Kg

$$m = 0.3857 \times (b) + 0.7922 \quad (7)$$

Airfoil yang digunakan adalah MH-60 untuk sayap pesawat dan NACA-0009 untuk *winglet*. Simulasi dilakukan menggunakan *software* XFLR 5, analisis meliputi gradien koefisien momen terhadap sudut serang pesawat ( $C_{ma}$ ), sehingga pesawat dikatakan memiliki kestabilan statik matra *longitudinal* apabila gradien momen *pitch* harus memiliki gradien negatif.  $C_{ma} < 0$ , dan karakteristik kestabilan statik *longitudinal* berdasarkan gradien  $C_{ma}$  [5].

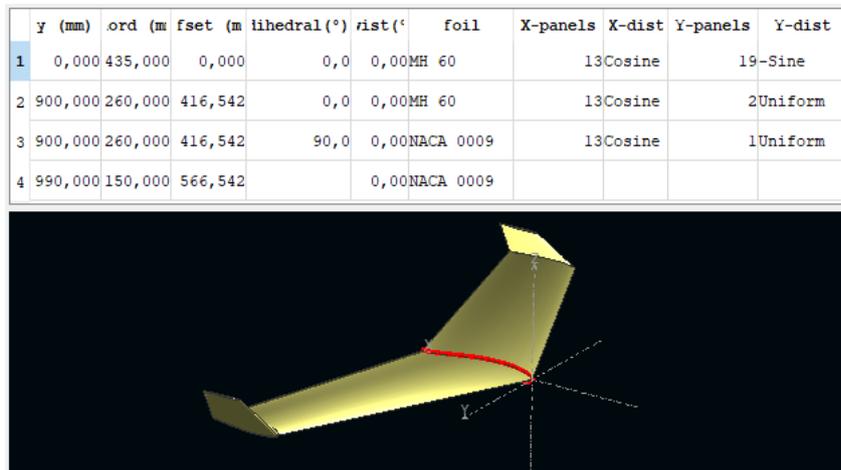
### 3. Hasil dan Pembahasan

Proses analisis dimulai dengan memasukan input jenis airfoil yang akan digunakan kedalam Xfoil *design*, dimana airfoil yang digunakan adalah MH-60 dan NACA-009 dengan memasukan kedalam *multi threaded batch analysis* untuk mengetahui karakter airfoil dari *Reynold number* 200.000 hingga 1.00.000 seperti pada Gambar 2.



Gambar 2. XFOIL design and multi threaded batch analysis

Proses selanjutnya adalah *plane design*, dimana memasukan desain sayap pesawat dengan parameter geometri seperti yang ditunjukkan pada Gambar 3.



Gambar 3. Geometri Sayap

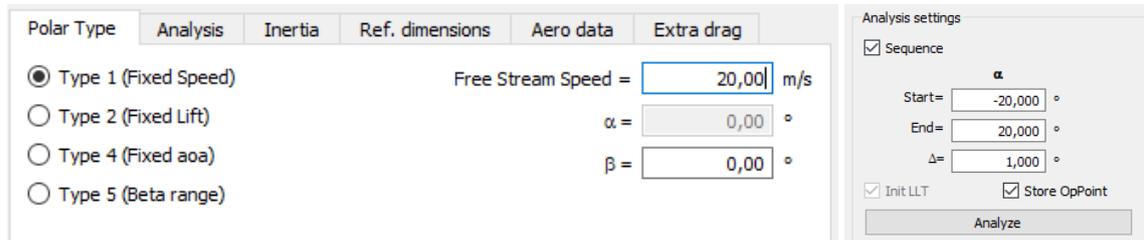
Massa pesawat dan lokasi Cg didefinisikan kedalam parameter *plane inertia additional point masses* dengan massa 1,486 Kg dan pusat massa terletak pada 261,759 mm dari *chord root leading edge* seperti pada Gambar 4.

Additional Point Masses					
	mass (kg)	x (mm)	y (mm)	z (mm)	Description
1	1,486	261,759	0,000	0,000	Total Mass
2	0,000	0,000	0,000	0,000	

Gambar 4. Additional Point Masses

Analisis didefinisikan kedalam *fixed speed and ring vortex analysis*, dengan kecepatan konstan 20 m/s, dimana nilai kecepatan diambil dari data *range* kecepatan pesawat pemandang pada Tabel 4 dan

*analysis setting* mengatur sudut serang yang akan dihadapi pesawat ketika terbang dengan asumsi  $-20^\circ$  hingga  $20^\circ$ . seperti pada Gambar 5.

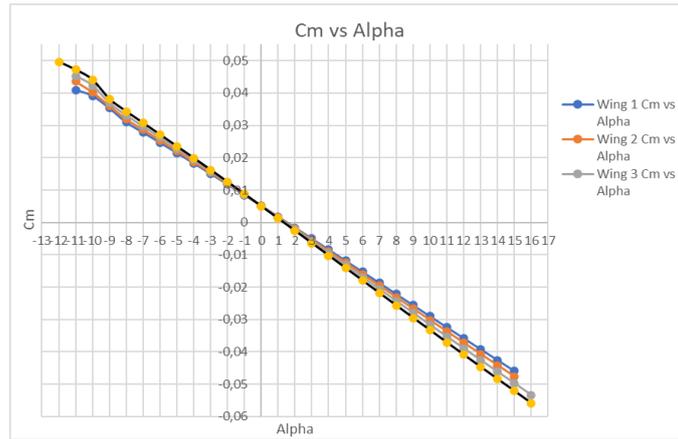


**Gambar 5.** *Analysis Definitions and Setting.*

Dari hasil analisis didapatkan koefisien momen pesawat terhadap sudut serang yang variatif pada tiap sudut serang dan sudut swept, didapatkan hasil seperti pada Tabel 5 dan Gambar 6.

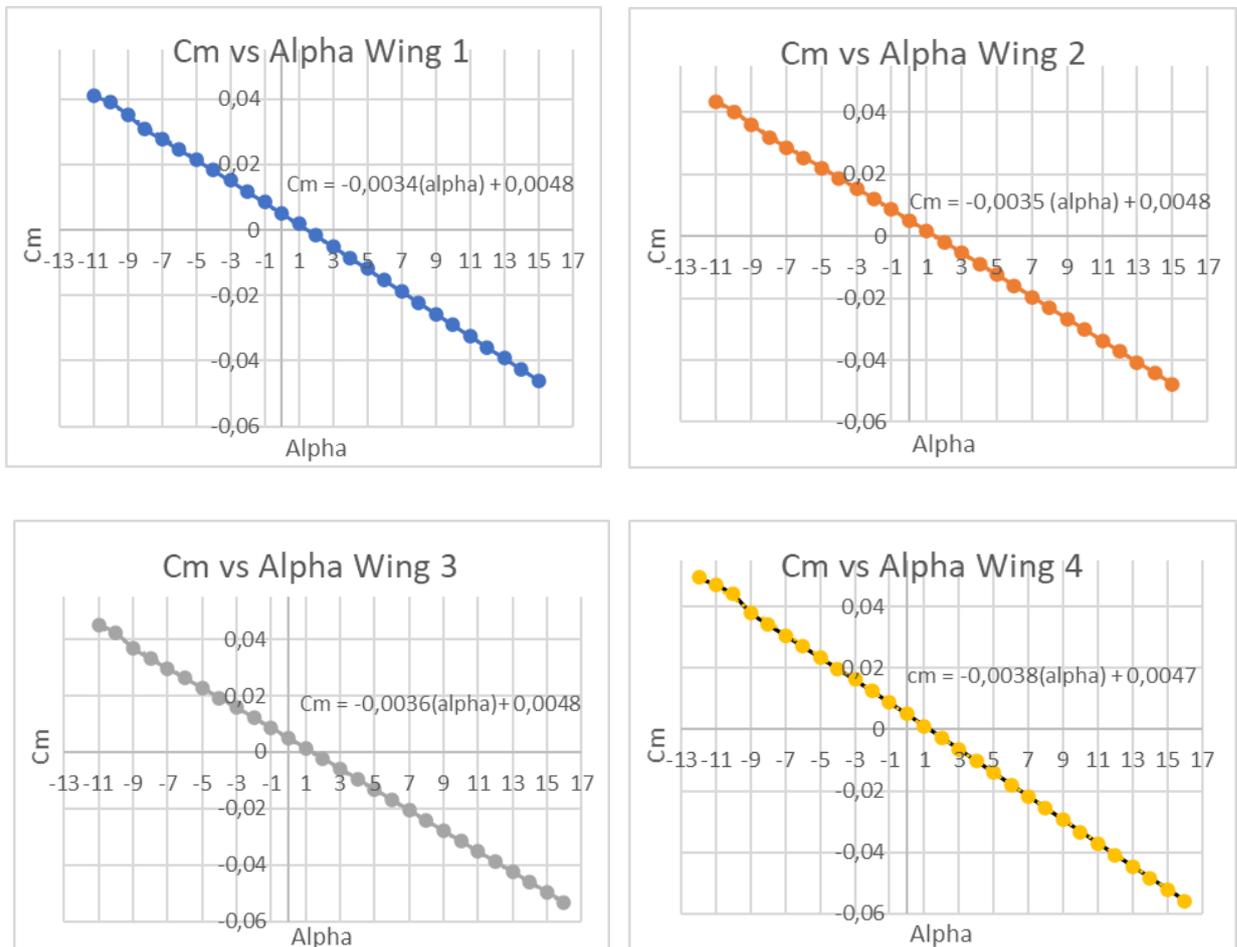
**Tabel 5.** Hasil Analisis  $C_m$

$\alpha$	$C_m$ Wing 1	$C_m$ Wing 2	$C_m$ Wing 3	$C_m$ Wing 4
-12				0,049637
-11	0,040984	0,043551	0,045259	0,047198
-10	0,039118	0,040264	0,042301	0,044099
-9	0,035317	0,03604	0,036904	0,038171
-8	0,030943	0,031909	0,03303	0,034299
-7	0,02783	0,028672	0,029642	0,030736
-6	0,024673	0,025389	0,026212	0,02714
-5	0,021504	0,022095	0,022772	0,023533
-4	0,018301	0,018769	0,019302	0,019898
-3	0,015062	0,015407	0,015794	0,016222
-2	0,011791	0,012013	0,012256	0,012518
-1	0,008487	0,008586	0,008684	0,00878
0	0,005154	0,005129	0,005082	0,005013
1	0,001792	0,001645	0,001454	0,001219
2	-0,001592	-0,001862	-0,002196	-0,002596
3	-0,004994	-0,005386	-0,005863	-0,006427
4	-0,008411	-0,008924	-0,009543	-0,010271
5	-0,011838	-0,012471	-0,013232	-0,014121
6	-0,015272	-0,016024	-0,016925	-0,017975
7	-0,018709	-0,019579	-0,020619	-0,021827
8	-0,022145	-0,023132	-0,024309	-0,025675
9	-0,025577	-0,026679	-0,027991	-0,029513
10	-0,029	-0,030216	-0,031663	-0,033338
11	-0,032413	-0,033741	-0,03532	-0,037147
12	-0,035811	-0,037251	-0,03896	-0,040936
13	-0,039188	-0,040738	-0,042576	-0,0447
14	-0,042544	-0,044199	-0,046163	-0,048432
15	-0,045905	-0,047661	-0,049738	-0,05214
16			-0,053348	-0,05589



**Gambar 6.** Gradien  $C_m$  vs  $\alpha$ .

Regresi dari  $C_m$  vs  $\alpha$  dari data tabel 5 didapatkan hasil seperti pada gambar 7.



**Gambar 7.** Regresi  $C_m$  vs  $\alpha$ .

Dari Gambar 7 didapatkan regresi  $C_m$  pada wing 1 adalah  $C_m = -0,0034\alpha + 0,0048$ , wing 2 adalah  $C_m = -0,0035\alpha + 0,0048$ , wing 3 adalah  $C_m = -0,0036\alpha + 0,0048$ , wing 4 adalah  $C_m = -0,0038\alpha + 0,0047$ .

#### 4. Kesimpulan

1. Seluruh variasi geometri *wing* stabil statik longitudinal dikarenakan gradien momen *pitch* memiliki gradien negatif.  $C_{m\alpha} < 0$ .

2. Penambahan sudut swept pada sayap pesawat berpengaruh terhadap kestabilan statik *longitudinal* dimana pada variasi tersebut, tiap penambahan sudut kestabilan pesawat meningkat berdasarkan gradien momen *pitch* dan regresi yang dihasilkan pada varian *wing* tersebut.

#### Daftar Pustaka

- [1] Finn, R. L., Wright, D. (2012). Unmanned aircraft systems: Surveillance, ethics and privacy in civil applications. *Computer Law & Security Review*, 28(2), 184-194.
- [2] Finke, C., Butts, J., Mills, R., Grimaila, M. (2013). Enhancing the security of aircraft surveillance in the next generation air traffic control system. *International Journal of Critical Infrastructure Protection*, 6(1), 3-11.
- [3] Gularso, H., Rianasari, H., Silalahi, F. E. S. (2015). Penggunaan foto udara format kecil menggunakan wahana udara nir-awak dalam pemetaan skala besar. *GEOMATIKA*, 21(1), 37-44.
- [4] Suroso, I. (2018). Analisis Peran Unmanned Aerial Vehicle Jenis Multicopter dalam Meningkatkan Kualitas Dunia Fotografi Udara di Lokasi Jalur Selatan Menuju Calon Bandara Baru di Kulonprogo, *REKAM: Jurnal Fotografi, Televisi, Animasi*, 14(1), 17-25.
- [5] Sandi, D. (2017). Analisis Kestabilan Statik Pesawat Uav Sky King Menggunakan Software Xflr5, Prodi Teknik Penerbangan, STTA. Yogyakarta.
- [6] Abdullah, I. F. (2018). Desain dan Pembuatan Panduan Perawatan Pesawat Uav Flying Wing Go-Drone STTA, Departemen Teknik Dirgantara, STTA. Yogyakarta.
- [7] Hepperle, M. (2020, November 04). Basic Design of Flying Wing Models. Retrieved from [www.mh-aerotools.de: https://www.mh-aerotools.de/airfoils/flywing1.htm](https://www.mh-aerotools.de/airfoils/flywing1.htm)

