

# **WIND TUNNEL TESTING PADA KONVENSIONAL FLAP DAN MORPHING FLAP CLARK Y AIRFOIL**

## **WIND TUNNEL TESTING ON CONVENTIONAL FLAP AND MORPHING FLAP CLARK Y AIRFOIL**

Rizqur Rahman Dhafin, Nofria Hanafi, Setyo Nugroho  
Politeknik Elektronika Negeri Surabaya (PENS)  
rizqurd@me.student.pens.ac.id

### **Abstrak**

Disajikan *wind tunnel testing* pada konvensional *flap* dan *morphing flap* clark Y *airfoil* untuk mendapatkan performa serta koefisien aerodinamikanya. Dalam penelitian ini membahas tentang pengujian *wind tunnel* model specimen uji yaitu potongan sayap *morphing flap* clark Y *airfoil*. Tujuannya adalah untuk membuktikan keuntungan dari *morphing flap* dibandingkan dengan konvensional *flap*. Kontruksi specimen uji *morphing flap* terdiri dari *foam* solid di bagian *leading edge* dan *trailing edge airfoil*, Pada bagian elastis terdiri dari ep *foam* elastis pada bagian lapisan luar dan bagian tengah sebagai tulang terdiri dari lembaran *fiberglass* tipis. Pengujian dilakukan pada *wind tunnel* jenis open loop dengan setting kecepatan angin konstan. Data yang akan dibandingkan antara kedua model specimen uji adalah data nilai koefisien *lift* terhadap *angle of attack*. Sehingga diperoleh hasil koefisien *lift morphing flap* lebih tinggi pada saat defleksi positif atau *pitch up*, sedangkan pada kondisi defleksi negative atau *pitch down morphing flap* koefisien *lift*-nya lebih rendah. Pada kondisi defleksi 0° seharusnya nilai koefisien *lift* berhimpit atau berdekatan, karena tanpa adanya perubahan defleksi pada bentuk *airfoil* nilai koefisien *lift* kedua specimen uji perbedaannya tidak jauh.

Kata kunci: *morphing flap*, clark y *airfoil*, koefisien *lift*

### **Abstract**

*Wind tunnel testing is provided for conventional flaps and morphing flaps clark Y airfoil to get the performance and aerodynamic coefficient. In this study discuss about the testing of wind tunnel specimen test models are wing pieces morphing flap clark Y airfoil. The purpose of this study was to prove the advantages of morphing flap compared to conventional flap. The morphing flap test specimen consists of solid foam at the leading edge and trailing edge airfoil, in the elastic part consisting of elastic ep foam in the outer layer and the middle part as bone consisting of thin fiberglass sheets. The test is carried out in an open loop wind tunnel with a constant wind speed setting. Data that will be compared between the two test specimen models is the lift coefficient value data to the angle of attack. . So that results of the coefficient lift at morphing flap are higher when the deflection is positive or pitch up, where in the negative deflection or pitch down conditions the morphing flap coefficient lift is lower. In the deflection condition 0° the elevator coefficient value should coincide or close together, because without a change in deflection on the airfoil shape the lift coefficient value of the two test specimens is not much different.*

Keywords: *morphing flap*, clark y *airfoil*, coefficient *lift*.

## **1. PENDAHULUAN**

Pesawat terbang menggunakan untuk melakukan maneuver, pada umumnya memiliki 3 bagian *control surface* yaitu elevator untuk mengontrol gerak *pitch* (lateral axis), ailerons untuk mengontrol gerak roll (longitudinal axis) dan rudder untuk mengontrol gerak yaw (vertical axis). Mekanisme *control surface* saat ini kebanyakan menggunakan mekanisme engsel (hinge) pada titik tumpuan, servo sebagai actuator dengan pushrod sebagai tuas penghubung antara *control surface* dengan servo. Permasalahan yang sering terjadi adalah terdapat celah pada hinge sehingga menyebabkan *drag* pada sayap. Hal itu

mengakibatkan berkurangnya forward thrust, maka dibutuhkan tenaga yang lebih besar yang dikeluarkan oleh motor propulsi agar mendapatkan *lift* dari sayap.

*Morphing* wing baru-baru ini menjadi fokus banyak pakar aircraft engineer untuk meningkatkan efisiensi pesawat terbang. Teknologi *morphing* wing penerapannya menghilangkan gap antara sayap dengan *control surface* pada pesawat konvensional menghasilkan smooth *flow* di sekitar wing box dan *trailing edge* [3]. Dalam konsep *morphing* harus dimodelkan dan dioptimalkan sebagai sistem multi disiplin ilmu. Hal ini bertujuan untuk memastikan bahwa *morphing* dapat memberikan manfaat untuk mengatasi kemungkinan berat dan kompleksitas. Manfaatnya bisa berupa peningkatan kinerja, misalnya range atau endurance, atau peningkatan kemampuan, misalnya mampu menjalankan berbagai misi [1].

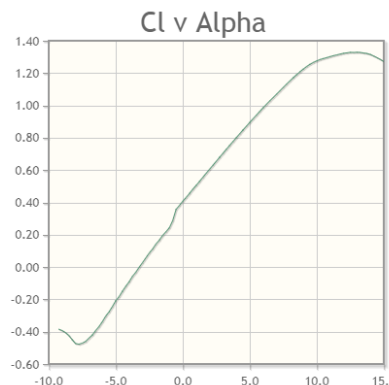
### 1.1. Landasan teori

Dalam penelitian ini yang difokuskan adalah membahas pengaruh *morphing* terhadap *coefficient lift* ( $C_L$ ). *Coeficient lift* ( $C_L$ ,  $C_N$  or  $C_z$ ) adalah koefisien yang tidak berdimensi menghubungkan *lift* yang dihasilkan oleh *lifting body* ke kepadatan fluida di sekitar badan pesawat, kecepatan fluida dan area referensi yang terkait. Suatu *lifting body* adalah *airfoil* atau badan pembuat *airfoil* lengkap seperti *fixed wing*.  $C_L$  merupakan kemampuan *airfoil* untuk memberikan gaya angkat, pada dasarnya bentuk *airfoil* sangat berpengaruh pada koefisien tersebut. Perubahan sudut vektor kecepatan angin yang menabrak *airfoil* pada sudut serang atau *angle of attack* ( $\alpha$ ) tertentu akan mengakibatkan adanya gaya angkat.



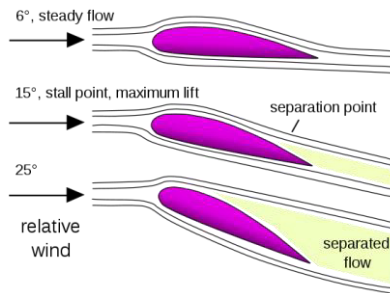
Gambar 1.1 *Angle of Attack* (AoA)[11]

*Angle of attack* sendiri merupakan sudut antara garis *chord* *airfoil* terhadap arah terbang dan berpengaruh sangat besar terhadap *lift* yang dihasilkan oleh sayap pesawat. Semakin besar sudut serang semakin besar pula *coefficient lift* yang dihasilkan hingga *coefficient lift* maksimum, setelah itu nilai koefisien turun. Hubungan antara *coefficient lift* dengan sudut serang dapat digambarkan pada grafik karakteristik *airfoil* atau grafik polar *airfoil* gambar 2.2



Gambar 1.2. grafik polar *airfoil*  $C_L$  terhadap sudut serang[12]

Dari grafik polar terlihat bahwa *airfoil* memiliki titik *coefficient* gaya angkat yang maksimal di sudut  $5^{\circ}$ - $10^{\circ}$ . Kemudian gaya angkat akan turun karena terjadi fenomena *stall*. *Stall* yaitu lepasnya aliran fluida pada bagian belakang *airfoil* yang sering disebut separasi. Hal ini dapat mengakibatkan penurunan gaya angkat dan memperbesar gaya hambat pada *airfoil*.



**Gambar 1.3. Fenomena stall [13]**

*Coefficient lift* ( $C_L$ ) dapat dihitung secara matematis dengan rumus berikut.

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho V^2 S} \quad (1) \quad (1)$$

dengan:

$\rho$  = kerapatan udara

$V$  = kecepatan angin

$S$  = luas permukaan sayap

## 2. METODOLOGI

### 2.1. Wind tunnel

Terowongan angin atau *wind tunnel* digunakan untuk mengkondisikan kecepatan angin. Udara dialirkan dengan cara dihisap oleh *fan* untuk mendapatkan aliran yang laminar. *Wind tunnel* ini termasuk jenis *open loop wind tunnel* yaitu terowongan angin yang memiliki bentuk mirip terompet dengan tempat udara masuk di salah satu ujung dan *fan* di ujung lainnya. Jenis ini digunakan untuk menghitung *force balance*, gaya angkat dan gaya hambat dari spesimen yang diuji.



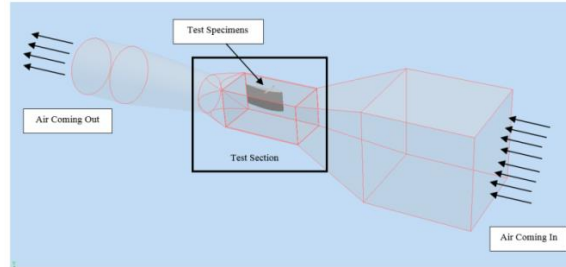
**Gambar 2.1. Wind tunnel**

Spesimen yang akan diuji diletakkan pada bagian *test section*. Sebelum masuk ke *fan*, terdapat *nozzle section* sebagai penghubung *test section* dengan *fan*. Dibelakang *fan* terdapat *diffuser section* agar tidak ada perbedaan tekanan yang besar antara bagian depan dan belakang sehingga kecepatan angin yang dibangkitkan bisa optimal. Berikut table 3.1 adalah spesifikasi alat pengujian (*wind tunnel*),

**Tabel 2.1. Spesifikasi wind tunnel**

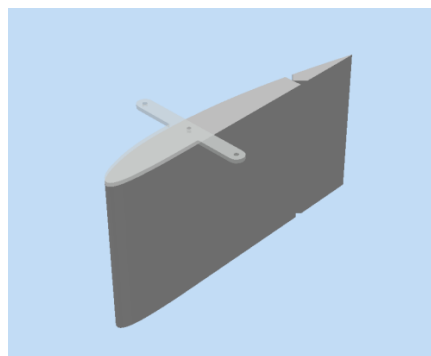
No.	Spesifikasi	Keterangan
1	Type	OCWT-400-HR( <i>Open Circuit Wind Tunnel</i> )
2	<i>Contraction Ratio</i>	9 : 1
3	<i>Test Section</i>	40cm x 40cm x 120cm
4	<i>Max wind speed</i>	30 m/s
5	<i>Power</i>	380 VAC, 5KW

*Wind tunnel* ini memiliki beberapa alat ukur untuk mengukur tekanan udara, gaya, sudut serang dan juga kecepatan aliran udara. Data yang bisa diambil dari *wind tunnel* ini yaitu gaya angkat, gaya hambat, distribusi tekanan di belakang spesimen uji. Model yang akan diuji bisa berupa *full scale model* seperti *airframe* secara keseluruhan atau sederhana hanya sebagian komponen seperti potongan sayap. Skema pengujian di *wind tunnel* dijelaskan pada gambar 3.2.



**Gambar 2.2. Skema pengujian *wind tunnel***

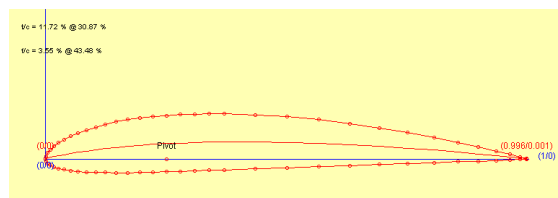
Udara masuk dihisap oleh *fan* sehingga mampu mengalirkan udara sepanjang *test section*. Spesimen uji diletakkan pada bagian *test section* untuk mendapatkan angin yang telah dikondisikan. Kecepatan motor untuk menghisap angin diatur oleh inverter atau *variable frequency drive*. Kecepatan angin yang mengenai spesimen uji dapat diukur dengan pipa pitot yang terpasang di perbedaan luas penampang. Spesimen yang diuji pada proyek akhir ini adalah sebagian potongan *wing* dari dua model *flap* yang berbeda. Variasi pengujian yang dilakukan yaitu variasi sudut defleksi *control surface* dan juga variasi *angle of attack* (AoA) pada *wind tunnel*.



**Gambar 2.3. Spesimen uji *wind tunnel***

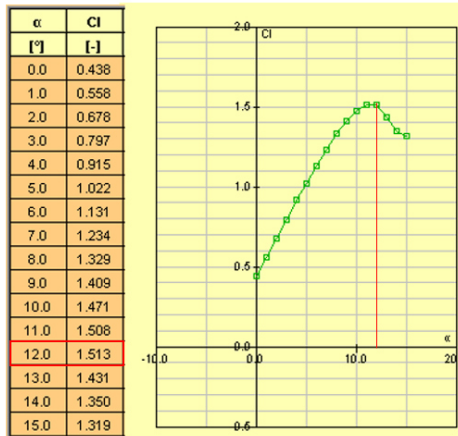
## 2.2. Pemilihan *Airfoil*

Pemilihan jenis *airfoil* menggunakan Clark-Y dikarenakan memiliki coefficient *lift* atau  $C_L$  yang tinggi dibandingkan dengan *airfoil* lainnya, hal ini mengindikasikan bahwa *airfoil* ini akan lebih mudah terangkat. Bentuk *airfoil* clark-y dapat dilihat pada Gambar 2.4



**Gambar 2.4. Clark-y *airfoil*, Thickness = 11,72%. Chamber 3,55%**

Untuk melihat kinerja dari *airfoil* dapat disimulasikan dengan *software javafoil*.



Gambar 2.5. Tabel dan grafik simulasi hubungan  $C_L$  terhadap sudut (alpha)

Dari grafik  $C_L$  terhadap sudut serang dengan reynolds number 100000, pada sudut  $12^\circ$  memiliki nilai  $C_L$  yang maksimum sebesar 1,513.

### 3. DATA HASIL DAN ANALISA

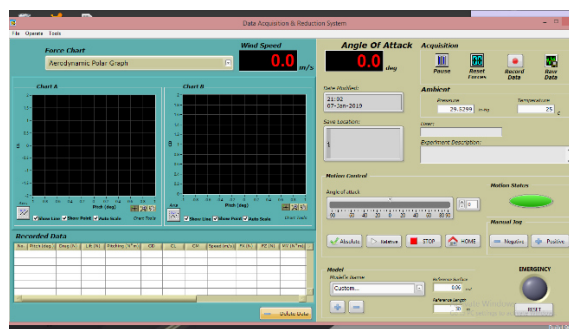
#### 3.1. Pengujian di *Wind Tunnel*

Pengujian dilakukan dengan kombinasi defleksi *flap* positif (defleksi keatas) dengan sudut  $0^\circ, 5^\circ, 10^\circ, 15^\circ, 20^\circ, 25^\circ$ , dan  $30^\circ$ . Dan negatif (defleksi kebawah) dengan sudut  $0^\circ, -5^\circ, -10^\circ, -15^\circ, -20^\circ, -25^\circ$ , dan  $-30^\circ$ . Selanjutnya dirubah arah sudut serang dari kondis normal  $0^\circ$  lalu dirubah  $3^\circ, 6^\circ, 9^\circ, 12^\circ$ , dan  $15^\circ$ . Kecepatan angin pada *wind tunnel* di-set secara konstan 15m/s. Teknis pengambilan data pengujian dapat dirangkum dalam prosedur pengujian di bawah ini:

Menyiapkan semua komponen yang diperlukan. Seperti potongan model sayap dan sensor *angle of attack* yang akan diuji.

Menyalakan power pada *wind tunnel*.

Menyalakan PC. Buka program *Data Acquisition & Reduction System (DARCS)*. Memilih jenis *force charts* jenis *Aerodynamic Polar Graph*.



Gambar 3.1. Tampilan Program DARCS

- Memasang potongan sayap dan modul sensor dengan posisi berdiri dibaut pada lubang baut sensor *load cell* untuk mengukur gaya yang terjadi pada spesimen uji.



Gambar 3.2. Pemasangan potongan wing pada sensor gaya

- b. Sebelum menyalakan inverter sensor gaya perlu dikalibrasi terlebih dahulu untuk me-reset ke kondisi 0 setelah dipasang spesimen uji. Cara melakukannya dengan mengklik tombol *Reset Forces* disamping tombol *Record Data*.
- c. Mengatur frekuensi inverter pada frekuensi 24Hz menghasilkan kecepatan angin 15 m/s.

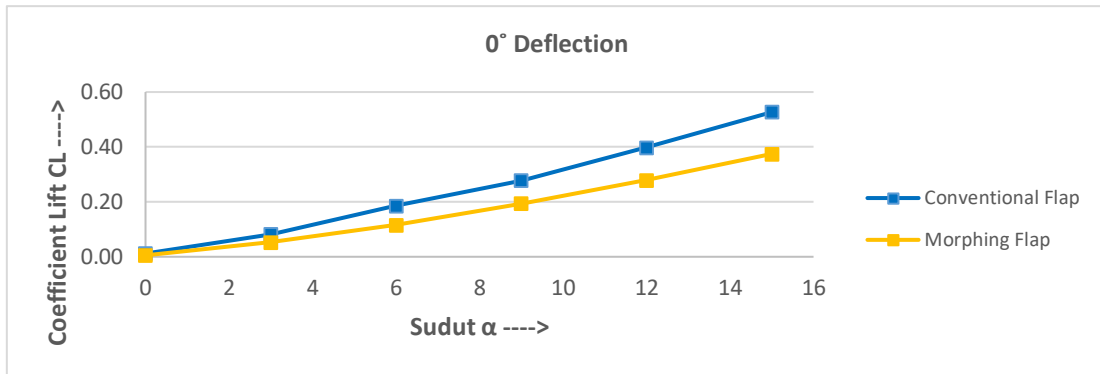


**Gambar 3.3. Inverter fan wind tunnel**

- d. Tunggu beberapa detik agar kecepatan angin konstan, *record* data tiap defleksi *flap*.
- e. Lakukan langkah a sampai g untuk variasi sudut *pitch* atau sudut serang  $0^{\circ}, 3^{\circ}, 6^{\circ}, 9^{\circ}, 12^{\circ}$ , dan  $15^{\circ}$ .
- f. Matikan *fan* dengan cara mengatur frekuensi pada posisi 0 Hz kemudian menekan tombol *stop* pada inverter.
- g. Matikan inverter dengan mengarahkan tuas/saklar kebawah.
- h. Eksport data hasil pengujian pada excel tiap perubahan sudut serang diambil data gaya (L) yang dibaca oleh sensor gaya, kemudian mengolahnya untuk membuat grafik  $C_L$  terhadap sudut serang atau alpha ( $\alpha$ ).
- i. Melakukan analisis terhadap data dan grafik yang diperoleh.

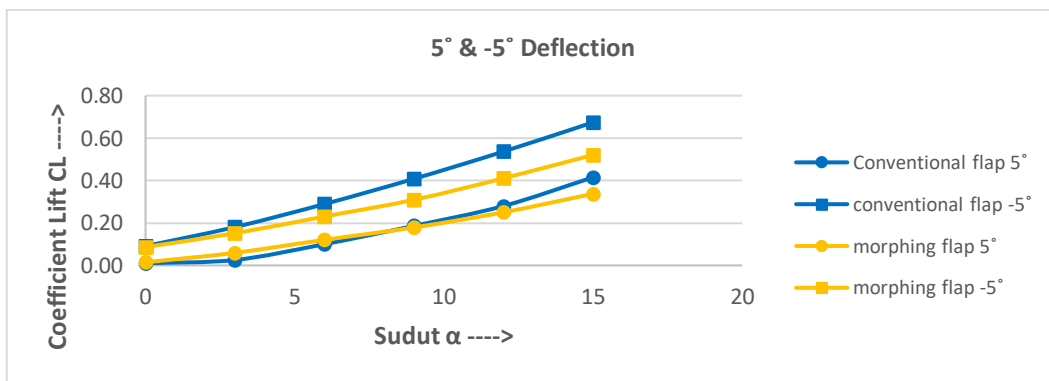
### 3.2. Analisa Data

Potongan sayap yang akan di uji memiliki ukuran *chord* 300mm dengan bentang sayap 200mm. Lebar ukuran *flap* antara kedua jenis berbeda, pada *morphing flap* bagian elastis dimulai 60% dari *trailing edge* sampai 20% dari engsel 25% dari *trailing edge*. Data yang diambil dari pengujian *wind tunnel* adalah gaya angkat dari sayap atau *lift* (L) dengan variasi sudut serang dan sudut *flap* yang berbeda. Data *lift* (L) tersebut untuk menghitung nilai *coefficient lift* ( $C_L$ ) dengan rumus 1. Dengan nilai kerapatan udara pada ketinggian rendah yaitu  $1,2 \text{ kg/m}^3$ , kecepatan angin yang dihasilkan oleh *wind tunnel* yaitu 15 m/s, dan juga luas permukaan spesimen uji yaitu  $0,06 \text{ m}^2$ . Setelah data *coefficient lift* ( $C_L$ ) terhadap sudut alpha ( $\alpha$ ) diperoleh, data disajikan dalam bentuk grafik *polar* untuk mengetahui perbedaan antar kedua jenis *flap*. Sudut *flap* yang bernilai positif merupakan defleksi keatas sedangkan sudut *flap* yang bernilai negatif merupakan defleksi kebawah.



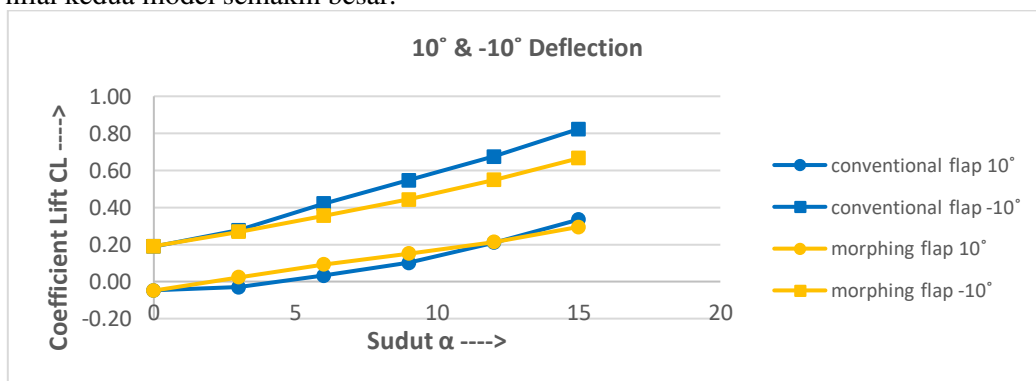
Gambar 3.4. Grafik polar defleksi 0°

Dalam grafik *polar* pengujian sudut defleksi 0° nilai *coefficient lift* model *morphing flap* lebih kecil dibandingkan dengan model *conventional flap*. Pada sudut *alpha* 0° nilai *coefficient lift* berhimpit antar kedua model namun saat nilai *alpha* meningkat nilai *coefficient lift* pada model *morphing flap* berada di bawah *conventional flap*. Nilai *coefficient lift* kedua jenis model seharusnya berhimpit atau berdekatan, karena tanpa adanya perubahan defleksi pada bentuk *airfoil* nilai *coefficient lift* yang dihasilkan memiliki selisih yang tidak jauh. Namun, dalam pengujian nilai *morphing flap* seiring perubahan sudut *alpha* nilai *coefficient lift* selisihnya semakin besar.



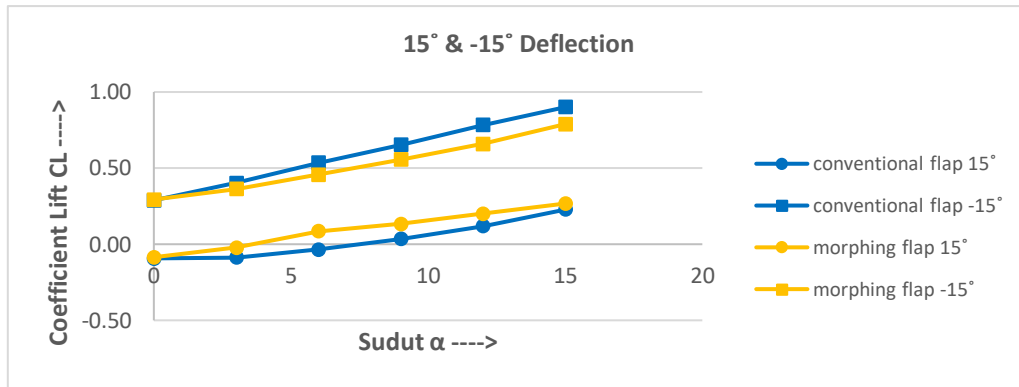
Gambar 3.5. Grafik polar defleksi 5° & -5°

Dalam grafik *polar* pengujian sudut defleksi 5° nilai *coefficient lift* pada *morphing flap* lebih besar dari *conventional flap* di sudut *alpha* 3° dan 6°. Sampai pada sudut *alpha* 9° nilai keduanya berdekatan, setelah itu nilai *coefficient lift* di sudut *alpha* 12° dan 15° pada sistem *morphing flap* lebih kecil dari *conventional flap*. Sedangkan pada pengujian sudut defleksi -5° nilai *coefficient lift* model *morphing flap* lebih kecil dibandingkan dengan model *conventional flap*, seiring perubahan sudut *alpha* selisih nilai kedua model semakin besar.



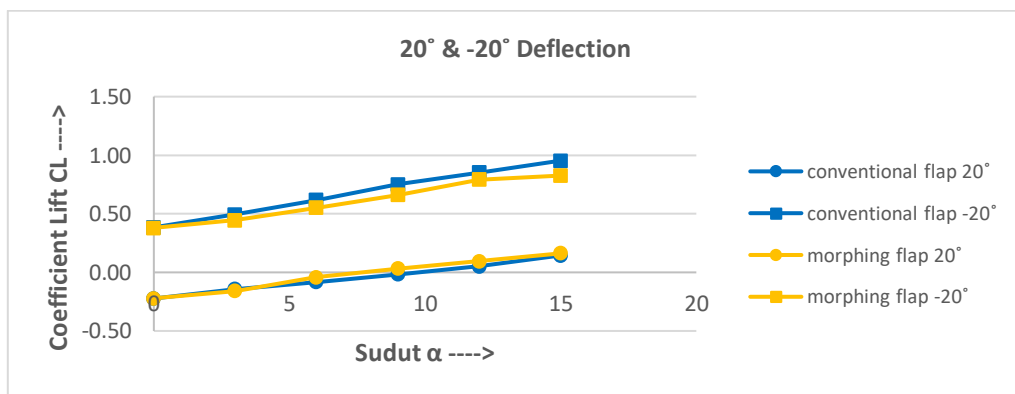
Gambar 3.6. Grafik polar defleksi 10° & -10°

Dalam grafik *polar* pengujian sudut defleksi  $10^\circ$  nilai *coeficient lift* pada *morphing flap* lebih besar dari *conventional flap* di sudut *alpha*  $3^\circ$ ,  $6^\circ$ , dan  $9^\circ$ . Sampai pada sudut *alpha*  $12^\circ$  nilai keduanya berdekatan, setelah itu nilai *coeficient lift* di sudut *alpha*  $15^\circ$  pada sistem *morphing flap* lebih kecil dari *conventional flap*. Sedangkan pada pengujian sudut defleksi  $-10^\circ$  nilai *coeficient lift* pada sudut *alpha*  $0^\circ$  dan  $3^\circ$  nilai keduanya berdekatan. Pada sudut *alpha*  $6^\circ$  keatas model *morphing flap* lebih kecil dibandingkan dengan model *conventional flap*, seiring perubahan sudut *alpha* selisih nilai kedua model semakin besar.



Gambar 3.7. Grafik *polar* defleksi  $15^\circ$  &  $-15^\circ$

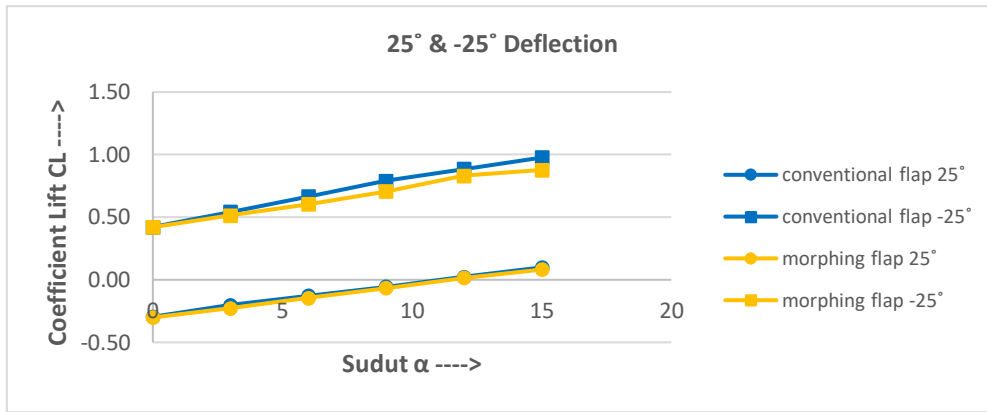
Dalam grafik *polar* pengujian sudut defleksi  $15^\circ$  nilai *coeficient lift* pada *morphing flap* lebih besar dari *conventional flap* di sudut *alpha*  $3^\circ$  hingga  $15^\circ$ , pada sudut *alpha*  $15^\circ$  nilai keduanya berdekatan. Sedangkan pada pengujian sudut defleksi  $-15^\circ$  nilai *coeficient lift* model *morphing flap* lebih kecil dibandingkan dengan model *conventional flap*, seiring perubahan sudut *alpha* selisih nilai kedua model semakin besar.



Gambar 3.8. Grafik *polar* defleksi  $20^\circ$  &  $-20^\circ$

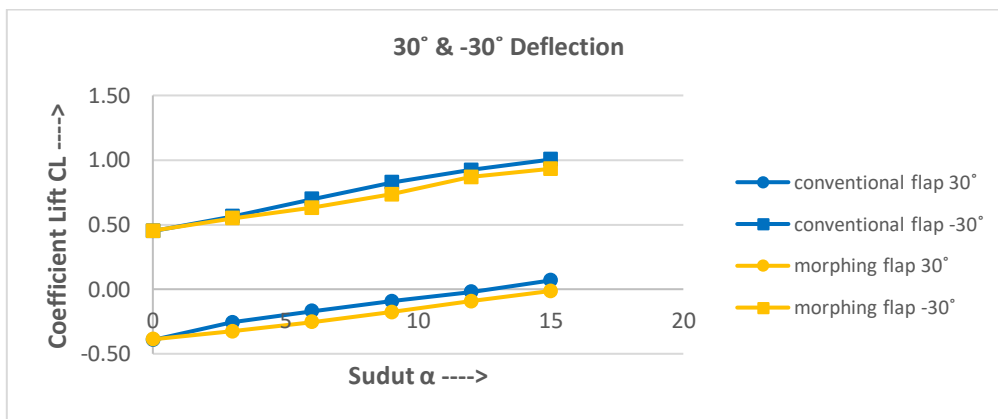
Dalam grafik *polar* pengujian sudut defleksi  $20^\circ$  nilai *coeficient lift* pada *morphing flap* lebih kecil dari *conventional flap* di sudut *alpha*  $3^\circ$ . Pada sudut *alpha*  $6^\circ$  hingga  $15^\circ$  nilai *coeficient lift* pada *morphing flap* lebih besar dari *conventional flap*, pada sudut *alpha*  $15^\circ$  nilai keduanya berdekatan. Sedangkan pada pengujian sudut defleksi  $-20^\circ$  nilai *coeficient lift* model *morphing flap* lebih kecil dibandingkan dengan model *conventional flap*, seiring perubahan sudut *alpha* selisih nilai kedua model semakin besar.





Gambar 3.9. Grafik polar defleksi 25° &amp; -25°

Dalam grafik polar pengujian sudut defleksi 25° nilai *coefficient lift* keduanya saling berhimpit, dari tiap sudut *alpha* nilai *coefficient lift* pada *morphing flap* lebih besar dari *conventional flap* walaupun selisih nilainya tidak jauh. Sedangkan pada pengujian sudut defleksi -25° nilai *coefficient lift* model *morphing flap* lebih kecil dibandingkan dengan model *conventional flap*, seiring perubahan sudut *alpha* selisih nilai kedua model semakin besar.



Gambar 3.10. Grafik polar defleksi 30° &amp; -30°

Dalam grafik *polar* pengujian sudut defleksi 30° maupun sudut defleksi -30° nilai *coefficient lift* pada *morphing flap* lebih kecil dari *conventional flap*. Pada sudut defleksi 0° nilai  $C_L$  *flap morphing* lebih kecil dari nilai  $C_L$  *flap konvensional*. Pada sudut defleksi 5° sampai 20° nilai  $C_L$  *flap morphing* lebih besar dari nilai  $C_L$  *flap konvensional*, namun pada saat nilai defleksi 25° dan 30° nilai  $C_L$  *flap morphing* lebih kecil dari nilai  $C_L$  *flap konvensional*. Sedangkan untuk perbandingan sudut defleksi negatif (kebawah) seluruh percobaan menunjukkan bahwa nilai  $C_L$  *flap morphing* lebih kecil dari nilai  $C_L$  *flap konvensional*. Dapat disimpulkan dari pengujian ini bahwa performa dari *morphing flap* lebih baik dibandingkan dengan *conventional flap* pada saat kondisi defleksi positif atau *pitch up*, namun pada kondisi defleksi negatif performa pada *conventional flap* lebih baik. Dari seluruh pengujian belum didapatkan nilai stall point sebagai kesimpulan sesuai dengan hasil simulasi yang dilakukan. Nilai koefisien *lift* kedua jenis model pada kondisi defleksi 0° seharusnya berhimpit atau berdekatan, karena tanpa adanya perubahan defleksi pada bentuk *airfoil* nilai koefisien *lift* yang dihasilkan memiliki selisih yang tidak jauh. Karena hal ini maka belum didapatkan hasil pengujian *morphing flap* yang maksimal untuk membandingkannya dengan *conventional flap*. Penyebab hasil pengujian yang kurang maksimal adalah kulit fleksibel pada *morphing* jika terkena angin menyebabkan perubahan bentuk dari *airfoil* menyebabkan nilai koefisien *lift* pada *morphing flap* lebih kecil.

#### 4. KESIMPULAN

Pengujian *wind tunnel* model *flap morphing* dan *flap konvensional* dan dapat disimpulkan sebagai berikut:

Hasil yang didapat performa *morphing flap* lebih baik dari *conventional flap* pada saat defleksi positif atau *pitch up* sedangkan pada kondisi defleksi negative atau *pitch down* performa *morphing flap* lebih buruk.

Pada kondisi defleksi  $0^\circ$  seharusnya berhimpit atau berdekatan, karena tanpa adanya perubahan defleksi pada bentuk *airfoil* nilai koefisien *lift* yang dihasilkan memiliki selisih yang tidak jauh. Diperlukan pengujian lebih lanjut mengenai pemilihan kulit elastis pada lapisan luar *morphing flap*. Sehingga pada saat specimen uji terkena angin, tidak mengalami perubahan bentuk pada chamber *airfoil*.

#### UCAPAN TERIMA KASIH

Ditujukan kepada direktur Politeknik Elektronika Negeri Surabaya dan wakil direktur bagian kemahasiswaan atas fasilitas dan dukungan dalam melakukan kegiatan penelitian. Serta teman-teman dalam UKM Dirgantara atas semua bantuan yang telah diberikan secara langsung maupun tidak langsung.

#### DAFTAR PUSTAKA

- [1] Friswell, Michael I., 2012, "Hierarchical Models of *Morphing Aircraft*", *ICAST2012: 23rd International Conference on Adaptive Structures and Technologies*
- [2] Woods, Benjamin KS., Bilgen, Onur., Friswell, Michael I., 2014, "Wind tunnel testing of the fish bone active camber *morphing concept*", *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*
- [3] Yaman, Yavuz., Tunçöz, İlhan Ozan., Yang, Yosheph., Arslan, Pınar., Kalkan, Uğur., Tıraş, Harun., Gürses, Ercan., Şahin, Melin., Özgen, Serkan., 2015, "Decamber *Morphing Concepts* by Using a Hybrid *Trailing Edge Control surface*", [www.mdpi.com/journal/aerospace](http://www.mdpi.com/journal/aerospace)
- [4] Bramstang, Niclas B., 2015, "Analysis of a Flutter Suppression System for an Efficiently Designed UAV"
- [5] Previtali, Francesco., 2015, "*Morphing wing based on compliant elements*", *ETH Zurich Research Collection*
- [6] Dimino, Ignazio., Ciminello, Monica., Concilio, Antonio., Grati, André., Schueller, Martin., Pecora, Rosario., 2015, "CONTROL SYSTEM DESIGN FOR A MORPHING WING TRAILING EDGE", *7th ECCOMAS Thematic Conference on Smart Structures and Materials*
- [7] Molinari, Giulio., 2016, "Multidisciplinary Optimization of *Morphing Wings* with Distributed Compliance and Smart Actuation", *ETH Zurich Research Collection*
- [8] Molinari, Giulio., Arrieta, Andres F., Guillaume, Michel., Ermanni, Paolo., 2016, "Aerostructural Performance of Distributed Compliance *Morphing Wings*: Wind tunnel and Flight Testing", *AIAA JOURNAL*
- [9] Quack, Manfred., 2014, "Closed-Loop Control of Spanwise *Lift* Distribution for *Morphing Wing Applications*", *ETH Zurich Research Collection*
- [10] Pankonien, Alexander M., Faria, Cassio T., Inman, Daniel J., 2013, "Synergistic Smart *Morphing Aileron*", *54<sup>th</sup> AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*
- [11] [https://en.wikipedia.org/wiki/Angle\\_of\\_attack](https://en.wikipedia.org/wiki/Angle_of_attack), diakses pada 23 April 2019.
- [12] <http://airfoiltools.com>, diakses pada 23 April 2019.
- [13] [https://en.wikipedia.org/wiki/Stall\\_\(fluid\\_mechanics\)](https://en.wikipedia.org/wiki/Stall_(fluid_mechanics)), diakses pada 23 April 2019.