

## Analisis Visualisasi Aliran Pengujian Model Airfoil Menggunakan Fluida Vape dengan Geometri Smoke Line yang berbeda

Meddy Kooshartoyo<sup>1,2\*</sup>, Eflita Yohana<sup>1</sup>, Muchammad<sup>1</sup>, Ivranza Zuhdi Pane<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Departemen Teknik Mesin, Universitas Diponegoro  
Jl. Prof. Soedarto, SH, Semarang, 50275, Indonesia

<sup>2</sup>Laboratorium Aerodinamika, Aeroelastika dan Aeroakustika, Badan Riset dan Inovasi Nasional (BRIN)  
Kawasan Puspiptek Gedung 240, Tangerang Selatan, 15346, Indonesia

\* Email : [meddykooshartoyo@student.undip.ac.id](mailto:meddykooshartoyo@student.undip.ac.id)

### Abstract

*This research aims to analyze the flow visualization of the design of 2 types of smoke rake with vape fluid. The test model used was a three-dimensional NACA 4412 airfoil profile made from 10 mm thick flexyglass structural material, skin wrapped in epoxy resin with dimensions with chord length ( $C$ ) = 151.52 mm, span width ( $S$ ) = 300 mm, maximum thickness ( $t$ ) = 19.18 mm made on a laboratory scale for wind tunnel testing purposes. Aerodynamic flow research was carried out at angles of attack ( $\alpha$ ) 5°, 10°, 15° and 20° at wind speeds of 5 m/s, 10 m/s, and 15 m/s and 20 m/s. Several important parameters such as lift coefficient ( $CL$ ), drag coefficient ( $CD$ ), lift-drag ratio ( $L/D$ ), in this study visually analyze the flow using the smoke method so that changes can be seen as the angle of attack ( $\alpha$ ) increases. The research results show that the drag coefficient ( $CD$ ) and lift coefficient ( $CL$ ) obtained using a numerical approach and testing in a wind tunnel from previous research data with this flow visualization research, changes in the angle of attack ( $\alpha$ ) have an effect on the leading edge area on the surface of the airfoil body, which in turn affects the overall aerodynamic characteristics. From the photo results, it can be seen that the difference in flow using the SR1 and SR2 smoke rake is greater.*

**Keywords:** Flow visualization, Smoke line, Vape fluid, Wind tunnel

### Abstrak

Penelitian ini bertujuan untuk menganalisis visualisasi aliran dari desain 2 macam smoke rake dengan fluida vape. Model uji yang digunakan profil airfoil NACA 4412 tiga dimensi dari bahan struktur dari flexyglass tebal 10 mm, skin dibalut resin epoxy berdimensi dengan panjang chord ( $C$ ) = 151,52 mm, lebar span ( $S$ ) = 300 mm, ketebalan maksimum ( $t$ ) = 19,18 mm dibuat dalam skala laboratorium untuk keperluan pengujian pada terowongan angin. Penelitian aliran aerodinamika dilakukan pada sudut serang ( $\alpha$ ) 5°, 10°, 15° dan 20° pada kecepatan angin 5 m/s, 10 m/s, dan 15 m/s dan 20 m/s. Beberapa parameter penting seperti koefisien lift ( $CL$ ), koefisien drag ( $CD$ ), rasio lift-drag ( $L/D$ ), pada penelitian ini menganalisis secara visualisasi aliran dengan metode smoke sehingga kelihatan perubahannya seiring peningkatan sudut serang ( $\alpha$ ). Hasil penelitian menunjukkan bahwa koefisien hambat ( $CD$ ) dan koefisien angkat ( $CL$ ) yang diperoleh dengan pendekatan numerik maupun pengujian dalam wind tunnel dari data peneliti terdahulu dengan penelitian visualisasi aliran ini perubahan sudut serang ( $\alpha$ ) berpengaruh di daerah leading edge pada permukaan bodi airfoil, yang selanjutnya mempengaruhi karakteristik aerodinamika secara keseluruhan. Dari hasil photo dapat dilihat semakin besar perbedaan aliran menggunakan smoke rake SR1 dan SR2.

**Kata kunci:** Fluida vape, Smoke line, Terowongan angin, Visualisasi aliran.

## 1. Pendahuluan

Fasilitas dan peralatan yang digunakan dalam pengujian adalah Terowongan Angin Terbuka, kamera/video serta model Uji. Pengujian visualisasi aliran dipermukaan model uji dapat menggunakan wool tuft, mini tuft dll. Untuk melengkapi pengujian visualisasi aliran diterowongan angin, maka penelitian dengan smoke bertujuan untuk lebih mudah melihat bentuk aliran di permukaan dan area sekitar model uji.

Untuk penelitian ini menggunakan model airfoil NACA 4412 dari National Advisory Committee for Aeronautics (NACA). Geometri airfoil umumnya telah memiliki standar pengkodean yang langsung memberikan informasi utama mengenai geometri airfoil [1] Berkaitan dengan bentuk airfoil NACA 4412, beberapa penelitian pernah dilakukan untuk mengetahui karakteristik aerodinamika pada geometri sayap pesawat [1][2][3], hidrofoil [4], turbin gas [5], maupun sudu

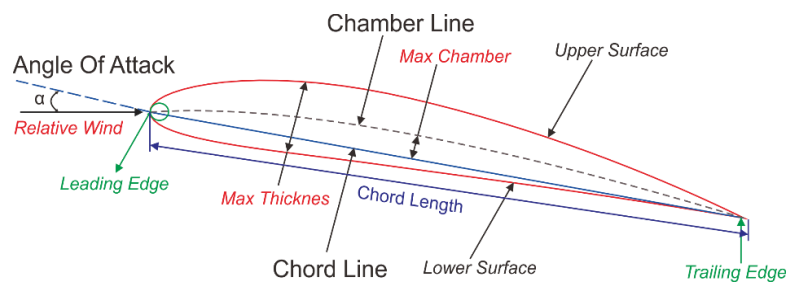
turbin angin [6][7]. Menurut Haque dkk [8], karakteristik dinamis bentuk airfoil memainkan peranan yang sangat penting bagi parameter kinerja seperti koefisien angkat (CL), koefisien drag (CD), dan rasio lift-drag (L/D).

Beberapa riset tentang karakteristik aerodinamika NACA 4412 di antaranya eksperimen Ahmed dkk [9] yang meneliti efek ground pada airfoil, serta dua simulasi numerik airfoil yang mempertimbangkan efek dynamic ground oleh Qu dkk [10] dan sebelumnya bentuk airfoil dengan flap pada efek extreme ground [11]. Hasil penelitian menunjukkan pentingnya aspek “ground effect” yang mempengaruhi karakteristik aerodinamika airfoil.

Sebuah simulasi numerik airfoil NACA 4412 dengan berbagai variasi “suction pressure” antara 65-80 kPa pada angka Mach 0,6 menunjukkan bahwa airfoil dengan suction pressure lebih efektif untuk mereduksi drag pada sudut serang yang rendah. Pada sudut serang yang tinggi, pemisahan turbulensi di daerah trailing edge akan tertunda dengan adanya suction sehingga bisa lebih efektif[15].

## 2. Metode Penelitian

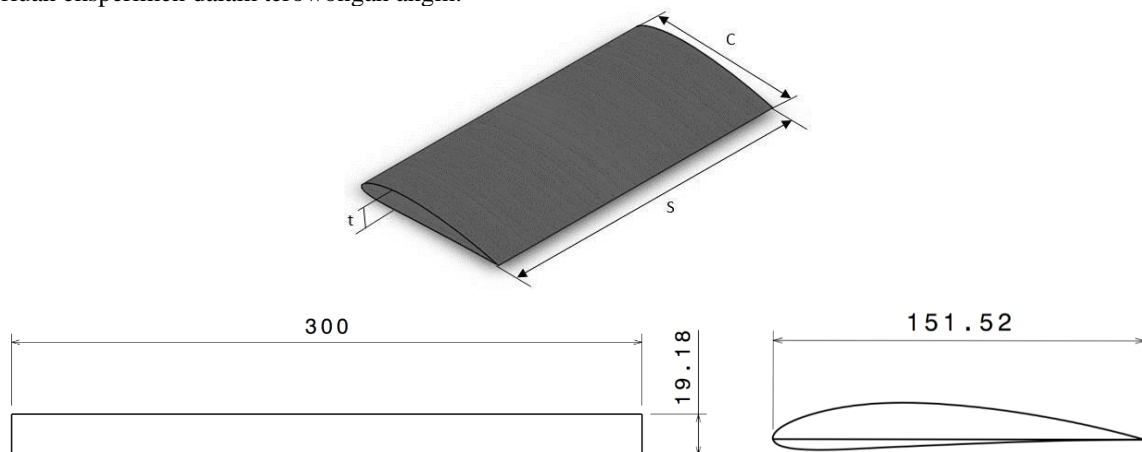
Cara yang dilakukan dalam mengevaluasi karakteristik aerodinamika airfoil NACA 4412 pada penelitian ini, yaitu visualisasi aliran dengan smoke menggunakan fluida vape, untuk eksperimen mempergunakan geometri model uji 3D. Sebagai acuan dalam pembuatan model uji, Gambar 1 merupakan bagian-bagian dari airfoil NACA 4412.



Gambar 1. Model uji

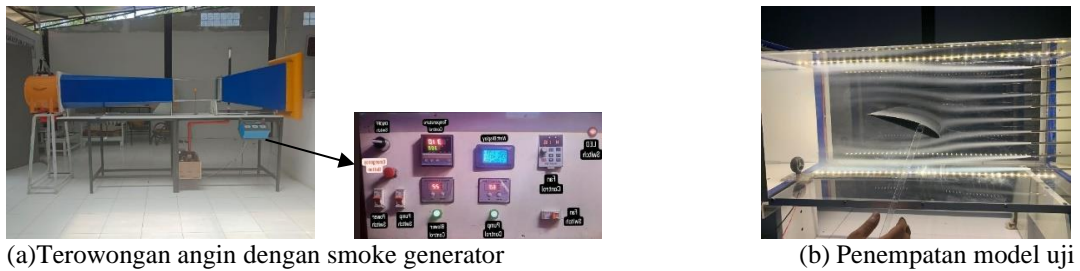
### 2.1 Cara Eksperimen

Spesimen uji NACA 4412 dibuat struktur dari flexyglass tebal 10 mm, skin dibalut resin epoxy dengan mengacu pada dimensi geometri desain Gambar 2, dengan panjang *chord* ( $C$ ) = 151,52 mm, lebar span ( $S$ ) = 300 mm, ketebalan maksimum ( $t$ ) = 19,18 mm. Proses *finishing* hanya dikerjakan dengan mempergunakan amplas halus untuk mencapai tingkat kekasaran pada dinding airfoil. Pada bagian samping dari *chord* diberi dudukan penyangga dengan jeruji untuk keperluan eksperimen dalam terowongan angin.



Gambar 2. Geometri model uji

Percobaan dilakukan dalam terowongan angin (subsonic wind tunnel) di laboratorium Aerodinamika Aeroelastika Aeroakustika (LA3) BRIN Gambar 3 a). Terowongan angin memiliki square test section 300 mm x 300 mm dan kecepatan maksimal 25 m/s. Pada proses pengambilan gambar (photo), kecepatan dalam terowongan angin 5 m/s, 10 m/s, 15 m/s dan 20 m/s, sementara sudut serang ( $\alpha$ ) diatur antara 5°, 10°, 15° dan 20°, cairan yang digunakan vape (liquid Freebase). Percobaan diulang untuk beberapa variasi tersebut dengan mempertahankan pada tekanan dan temperatur ruang yang sama, yaitu  $P=1$  atm dan  $T=27^\circ\text{C}$ .



**Gambar 3.** Subsonic wind tunnel

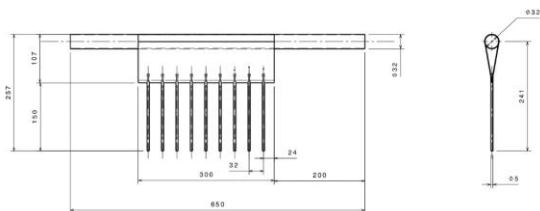
### 2.2 Pengambilan Gambar

Pada penelitian ini menggunakan model uji Airfoil NACA 4412 3D dipasang di bagian uji Gambar 3 b) untuk eksperimen visualisasi aliran. Gambar percobaan diambil dengan kamera CANON M-10 dengan aperture F8-1.8 dan menggunakan kecepatan rana 1/30 s, ISO 100. Kamera ditempatkan berlawanan dengan bagian uji, pengamatan garis asap yang jelas. Selain itu, lampu LED strip ditempatkan di dalam bagian uji ke dinding samping untuk memberikan penerangan pada garis asap.

Garis asap yang dibentuk diberikan pada Gambar 4. setelah diamati bahwa SR-2 dapat menghasilkan garis asap yang lebih padat dan lebih tipis dari SR-1 seperti yang diharapkan. Gambar-gambar tersebut mengandung bagian-bagian yang tidak jelas saat eksperimen dilakukan oleh SR-1. Lubang injeksi 3 mm menghasilkan jalur asap yang lebih terganggu diikuti oleh difusi ke aliran masuk. Namun demikian, masalah ini telah diatasi dengan meningkatkan kepadatan dan mengurangi ketebalan garis asap dengan menggunakan SR-2. SR-2 dapat membentuk garis asap yang lebih padat daripada SR-1, oleh karena itu telah diamati bahwa SR-2 adalah sistem yang paling ideal untuk menyuntikkan asap ke bagian uji.

**Tabel 1.0.** Geometri Smoke rake

<i>Smoke Rake</i>	<i>Smoke Line Thickness</i>	<i>Number of Smoke Lines</i>	<i>Distance Between Smoke Lines</i>
SR1	5.0 mm	9	32 mm
SR2	3.0 mm	28	9 mm



(a) Desain smoke rake



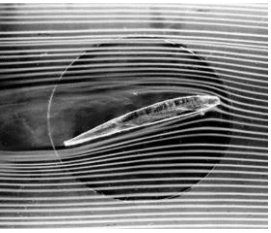
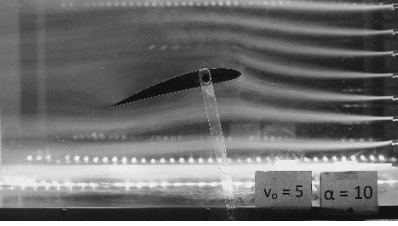
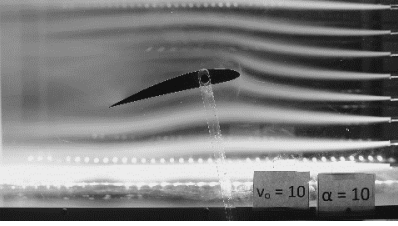
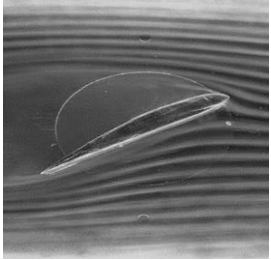
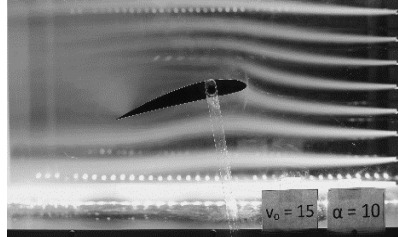
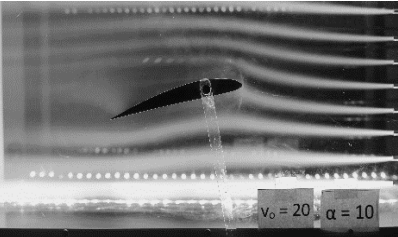
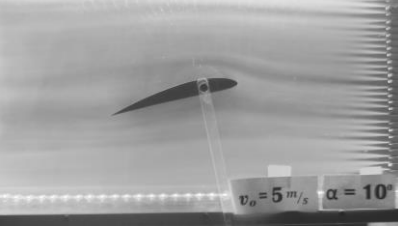
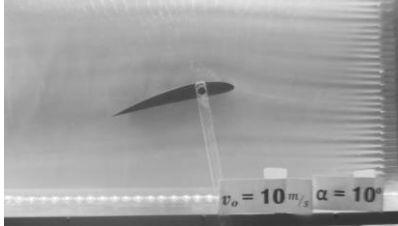
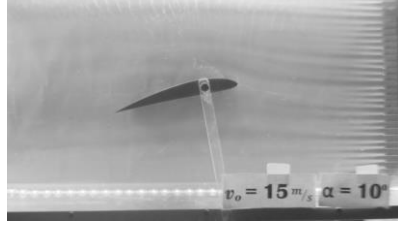
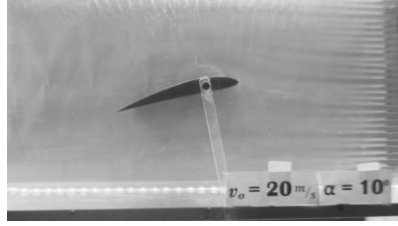
(b) Smoke rake SR1 dan SR2 yang terpasang

**Gambar 4.** Smoke rake

### 2.3 Perbandingan dengan Penelitian Sebelumnya

Perolehan hasil simulasi visualisasi aliran harus dibuktikan kebenarannya melalui validasi dengan data eksperimen pada kondisi yang sama. Hasil simulasi pada penelitian ini dibandingkan dengan hasil eksperimen yang dilakukan oleh Gokcen Jurnal dkk. [14].

Validasi dilakukan dengan membandingkan sudut serang yang sama dan kecepatan angin ( $V_0$ ) pada kecepatan 10 m/s dan eksperimen dilakukan pada kecepatan 5 m/s, 10 m/s, 15 m/s dan 20 m/s. Gambar 5 menunjukkan perbandingan hasil simulasi dengan hasil eksperimen yang menggunakan smoke rake SR1 dan SR 2.

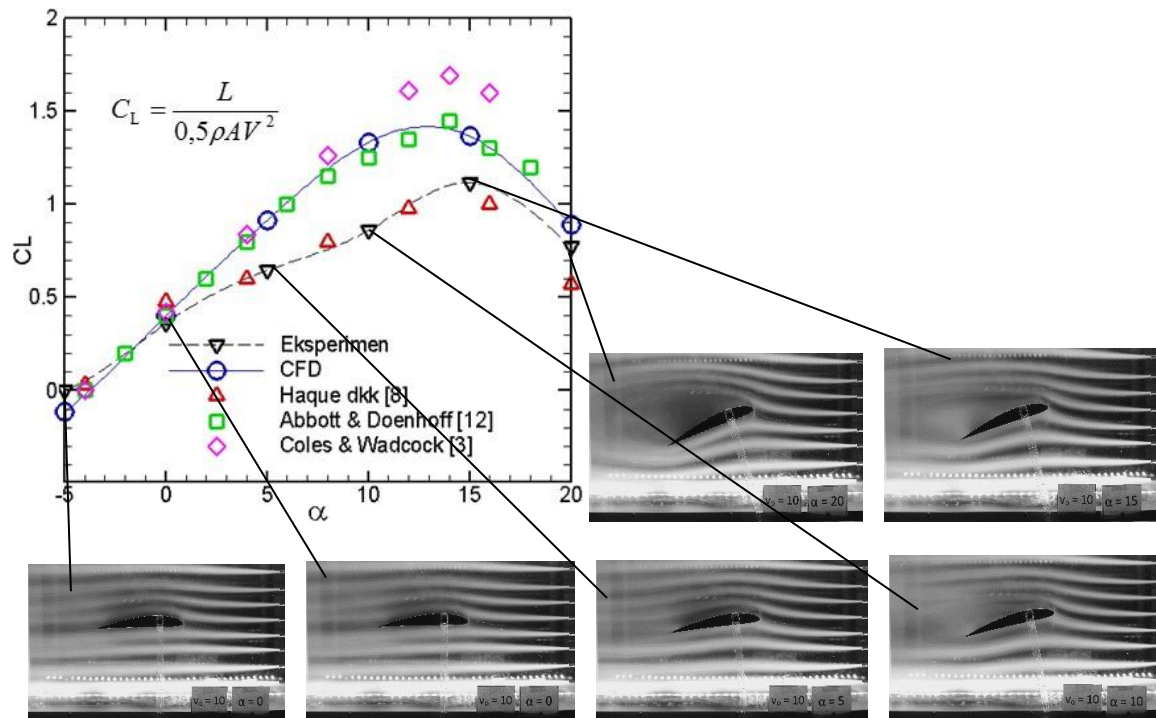
Eksperimen Gokcen J,dkk	Hasil Penelitian pada kecepatan 5 m/s, 10 m/s, 15 m/s, 20 m/s, sudut serang 10° (SR 1)	
	 <p style="text-align: center;">Vo = 5 m/s</p>	 <p style="text-align: center;">Vo = 10 m/s</p>
	 <p style="text-align: center;">Vo = 15 m/s</p>	 <p style="text-align: center;">Vo = 20 m/s</p>
	Hasil Penelitian pada kecepatan 5 m/s, 10 m/s, 15 m/s, 20 m/s, sudut serang 10° (SR 2)	
	 <p style="text-align: center;">Vo = 5 m/s</p>	 <p style="text-align: center;">Vo = 10 m/s</p>
	 <p style="text-align: center;">Vo = 15 m/s</p>	 <p style="text-align: center;">Vo = 20 m/s</p>

**Gambar 5.** Perbandingan hasil eksperimen Gokcen Jurnal dkk dengan hasil Penelitian SR1 dan SR2

### 3. Hasil dan Pembahasan

Bentuk aliran dari hasil eksperimen visualisasi aliran pada NACA 4412 bila dibandingkan dengan eksperimen dan simulasi secara numerik[15] seperti pada Gambar 6,berikut ini:





**Gambar 6.** Ekperimen numerik dan visualisasi Aliran

Hasil penelitian sebagai berikut:

1. Hasil analisis desain smoke rake.  
Desain smoke rake SR1 menghasilkan asap yang tebal dan waktu yang lama sedangkan SR2 yang menghasilkan asap lebih rapat dan membentuk perubahan aliran yang lebih kelihatan.
2. Hasil analisis aliran aerodinamik dari photo smoke lines (aliran laminar atau turbulen) pada kecepatan angin 5 m/s, 10 m/s, dan 15 m/s dan 20 m/s.  
Hasil eksperimen menunjukkan karakteristik aerodinamis airfoil NACA 4412 pada berbagai sudut serang ( $\alpha$ ) telah berhasil dilakukan pada pengujian dengan kecepatan aliran udara 5 m/s, 10 m/s, 15 m/s, dan 20 m/s. Data yang dihasilkan dengan metode smoke mempunyai trend yang sesuai dibandingkan penelitian lain dengan airfoil yang sama. Perubahan sudut serang airfoil memegang peranan yang sangat penting terhadap karakteristik aerodinamis aliran, seperti koefisien angkat (CL) dan profil aliran. Di area tepi depan permukaan badan airfoil, pergeseran sudut serang berdampak pada titik stagnasi dan ekspansi. Ketika sudut serang meningkat, perbedaan tekanan antara sisi atas dan bawah airfoil meningkat. Ketika sudut serang berputar ke positif, bagian atas area hidung airfoil mengalami percepatan lebih besar sedangkan bagian bawah mengalami perlambatan.
3. Hasil analisis pengaruh kecepatan angin terhadap volume dan ketebalan aliran asap disekitar model airfoil, variasi glycerin 75% dan vape 25% yang menghasilkan asap lebih tebal dari variasi glycerin dan vape pada kecepatan 5 m/s, 10 m/s, 15 m/s, 20m/s.

#### Daftar Pustaka

- [1] R. Azim, M. M. Hasan, and M. Ali, "Numerical Investigation on the Delay of Boundary Layer Separation by Suction for NACA 4412," *Procedia Eng.*, vol. 105, no. 1, pp. 329–334, 2015.
- [2] W. Zhang, W. Cheng, W. Gao, A. Qamar, and R. Samtaney, "Geometrical Effects on the Airfoil Flow Separation and Transition," *Comput. Fluids*, vol. 116, pp. 60–73, 2015.
- [3] D. Coles and A. J. Wadcock, "Flying-Hot-Wire Study of Flow Past an NACA 4412 Airfoil at Maximum Lift," *AIAA*, vol. 5, no. 4, pp. 321–329, 1979.
- [4] I. Uddin and M. Karim, "Application of Volume of Fluid (VOF) Method for Prediction of Wave Generated by Flow around Cambered Hydrofoil," *Procedia Eng.*, vol. 194, pp. 82–89, 2017.
- [5] K. Koca, M. S. Genç, H. H. Açikel, M. Çagdas, and T. M. Bodur, "Identification of Flow Phenomena over NACA 4412 Wind Turbine Airfoil at Low Reynolds Numbers and Role of Laminar Separation Bubble on Flow Evolution," *Energy*, vol. 144, pp. 750–764, 2018.
- [6] A. Vardar and I. Alibas, "Research on Wind Turbine Rotor Models Using NACA Profiles," *Renew. Energy*, vol. 33, pp. 1721–1732, 2008.
- [7] S. Beyhaghi and R. S. Amano, "A Parametric Study on Leading-edge Slots Used on Wind Turbine Airfoils at

- Various Angles of Attack,” *J. Wind Eng. Ind. Aerodyn.*, vol. 175, no. February, pp. 43–52, 2018.
- [8] M. N. Haque, M. Ali, and I. Ara, “Experimental Investigation on the Performance of NACA 4412 Aerofoil with Curved Leading Edge Planform,” *Procedia Eng.*, vol. 105, no. Icte 2014, pp. 232–240, 2015.
- [9] M. R. Ahmed, “Aerodynamics of a NACA4412 Airfoil in Ground Effect,” *AIAA*, vol. 45, no. 1, 2007.
- [10] Q. Qu, X. Jia, W. Wang, P. Liu, and R. K. Agarwal, “Numerical Study of the Aerodynamics of a NACA 4412 Airfoil in Dynamic Ground Effect,” *Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 38, pp. 56–63, 2014.
- [11] A. E. Ockfen and K. I. Matveev, “Aerodynamic Characteristics of NACA 4412 Airfoil Section with Flap in Extreme Ground Effect,” *Inter J Nav Arch. Oc Engng*, pp. 1–12, 2009.
- [12] I. H. Abbott and A. E. V Doenhoff, *Theory of Wing Sections Including a Summary of Airfoil Data*. Dover Publications, Inc., 1959.
- [13] M. Effendy, Y. F. Yao, J. Yao, and D. R. Marchant, “DES Study of Blade Trailing–edge Cutback Cooling Performance with Various Lip Thicknesses,” *Appl. Therm. Eng.*, vol. 99, pp. 434–445, 2016.
- [14] Gokcen Jurnal1 , Cihad Kose2 , Cem Kolbakir3 and Ahmet Selim Durna4 University of Samsun Samsun, Turkey, Burak Karadag5 Surrey Space Centre, University of Surrey Guildford, United Kingdom University of Samsun, Samsun, Turkey,” IMPROVEMENT OF SMOKE RAKES AND THE IMAGE PROCESSING FOR THE FLOW VISUALIZATION EXPERIMENTS”, 11th ANKARA INTERNATIONAL AEROSPACE CONFERENCE AIAC-2021-151 8-10 September 2021 - METU, Ankara TURKEY.
- [15] Marwan Effendya, \* dan Muchlisinb, \*\*Studi Eksperimental dan Simulasi Numerik Karakteristik Aerodinamika Airfoil NACA 4412