

ANALISIS PERFORMA AERODINAMIKA PADA PESAWAT TERBANG AMFIBI *SHORT TAKE-OFF LANDING BERMESIN GANDA*

***Bobby Ezra Maulana Sadikin¹, Eflita Yohana², Mohammad Tauqirrahman²**

¹Mahasiswa Jurusan Teknik Mesin, Fakultas Teknik, Universitas Diponegoro

²Dosen Jurusan Teknik Mesin, Fakultas Teknik, Universitas Diponegoro

Jl. Prof. Sudharto, SH., Tembalang-Semarang 50275, Telp. +62247460059

*E-mail: bobbyezramaulana@gmail.com

Abstrak

Transportasi udara sangat penting untuk mengakses pulau-pulau kecil yang terpisah dari 5 pulau besar di Indonesia. Pesawat terbang merupakan moda transportasi utama di Indonesia karena merupakan cara paling efisien untuk menghubungkan ribuan pulau di negara ini. Pesawat regional amfibi merupakan jenis pesawat yang melayani rute penerbangan pendek hingga menengah dengan kemampuannya untuk lepas landas dan mendarat di air. Hal ini merupakan keunggulan pesawat amfibi dibandingkan dengan pesawat terbang biasa yang memerlukan bandara untuk beroperasi, terlebih dengan kondisi geografis Indonesia yang berupa kepulauan. Salah satu aspek penting dalam aerodinamika pesawat amfibi adalah sudut stall. Sudut stall adalah sudut serang maksimum di mana sayap pesawat dapat menghasilkan lift sebelum aliran udara di atas sayap menjadi turbulen dan mengakibatkan kehilangan *lift* secara drastis. Memahami dan mengoptimalkan sudut stall sangat penting untuk memastikan keamanan dan kinerja pesawat, terutama selama fase kritis seperti lepas landas dan pendaratan. Metode pengujian pesawat amfibi di terowongan angin menawarkan sejumlah keuntungan signifikan dibandingkan dengan metode lainnya seperti simulasi komputer atau uji coba lapangan. Salah satu keunggulan utamanya adalah kemampuan untuk menciptakan kondisi lingkungan yang sangat terkendali dan dapat direproduksi, memungkinkan analisis yang akurat terhadap berbagai aspek aerodinamika pesawat. Melalui penelitian ini dapat diketahui bahwa stall angle pada pesawat cenderung lebih kecil pada kecepatan tinggi dan lebih besar pada kecepatan rendah. Fenomena tersebut disebabkan oleh karena pada kecepatan tinggi, pesawat membutuhkan sudut serang yang lebih kecil untuk mempertahankan lift, sementara pada kecepatan rendah, pesawat memerlukan sudut serang yang lebih besar untuk menghasilkan lift yang cukup dan mencegah stall yang dibuktikan melalui penurunan stall angle dari sudut 16.36° pada kecepatan 45 m/s menjadi 15.87° pada kecepatan 55 m/s.

Kata kunci: koefisien gaya angkat; koefisien gaya hambat; pesawat amfibi; terowongan angin

Abstract

Air transportation is essential to access the small islands that are separate from the 5 major islands in Indonesia. Airplanes are the main mode of transportation in Indonesia because they are the most efficient way to connect the country's thousands of islands. Amphibious regional aircraft is a type of aircraft that serves short to medium flight routes with the ability to take off and land in water. This is an advantage of seaplanes compared to ordinary aircraft that require airports to operate, especially with Indonesia's geographical conditions in the form of islands. One of the important aspects in seaplane aerodynamics is the stall angle. The stall angle is the maximum angle of attack at which the wing of an aircraft can generate an elevator before the airflow over the wing becomes turbulent and results in a drastic loss of lift. Understanding and optimizing stall angles is essential to ensure the safety and performance of aircraft, especially during critical phases such as takeoff and landing. The method of testing seaplanes in wind tunnels offers a number of significant advantages compared to other methods such as computer simulations or field trials. One of its main advantages is its ability to create highly controllable and reproducible environmental conditions, allowing for accurate analysis of various aspects of aircraft aerodynamics. Through this research, it can be found that the stall angle on airplanes tends to be smaller at high speeds and larger at low speeds. The phenomenon is due to the fact that at high speeds, the aircraft requires a smaller angle of attack to maintain the lift, while at low speeds, the aircraft requires a larger angle of attack to produce sufficient lift and prevent stalls as evidenced by the decrease in the stall angle from 16.36° at 45 m/s to 15.87° at 55 m/s.

Keywords: amfibian aircraft; drag force coefficient; lift force coefficient; wind tunnel

1. Pendahuluan

Transportasi udara sangat penting untuk mengakses pulau-pulau kecil yang terpisah dari 5 pulau besar di Indonesia. Pesawat terbang merupakan moda transportasi utama di Indonesia karena merupakan cara paling efisien untuk menghubungkan ribuan pulau di negara ini. Pesawat regional amfibi merupakan jenis pesawat yang melayani rute penerbangan pendek hingga menengah dengan kemampuannya untuk lepas landas dan mendarat di air [1,2]. Pesawat regional amfibi ini biasanya digunakan menghubungkan kota-kota kecil dengan kapasitas penumpang kecil untuk maskapai regional atau penerbangan pendek. Pesawat amfibi dapat digunakan sebagai transportasi orang maupun barang ke wilayah terpencil yang mana tidak praktis untuk membangun bandara dan landasan pacu [3]. Pesawat amfibi dapat beroperasi di dekat garis pantai untuk mengurangi lalu lintas di bandara kota sembari meningkatkan koneksi antar pulau terpencil [4]. Hal ini merupakan keunggulan pesawat amfibi dibandingkan dengan pesawat terbang biasa yang memerlukan bandara untuk beroperasi [5]. Dengan adanya beberapa keunggulan dari pesawat amfibi, pesawat amfibi masih dapat terus dikembangkan. Terlebih dengan kondisi geografis Indonesia yang berupa kepulauan [6].

Salah satu aspek penting dalam aerodinamika pesawat amfibi adalah sudut stall. Sudut stall adalah sudut serang maksimum di mana sayap pesawat dapat menghasilkan lift sebelum aliran udara di atas sayap menjadi turbulen dan mengakibatkan kehilangan *lift* secara drastis. Memahami dan mengoptimalkan sudut stall sangat penting untuk memastikan keamanan dan kinerja pesawat, terutama selama fase kritis seperti lepas landas dan pendaratan di permukaan air. Studi aerodinamika dan uji coba dalam kondisi berbeda sangat diperlukan untuk mengidentifikasi dan mengatasi tantangan yang dihadapi pesawat amfibi dalam berbagai situasi operasional.

Analisis aerodinamika pada pesawat terbang amfibi dapat diteliti secara eksperimen [7], numerik [8], maupun empiris. Metode pengujian pesawat amfibi di terowongan angin menawarkan sejumlah keuntungan signifikan dibandingkan dengan metode lainnya seperti simulasi komputer atau uji coba lapangan. Salah satu keunggulan utamanya adalah kemampuan untuk menciptakan kondisi lingkungan yang sangat terkendali dan dapat direproduksi, memungkinkan analisis yang akurat terhadap berbagai aspek aerodinamika pesawat [9]. Terowongan angin memungkinkan pengujian pada berbagai kecepatan angin dan sudut serang yang sulit dilakukan secara akurat menggunakan komputer. Selain itu, pengujian di terowongan angin memungkinkan identifikasi dini terhadap potensi masalah desain, sehingga modifikasi dapat dilakukan sebelum prototipe mahal diproduksi dan diuji di lapangan. Dengan demikian, metode ini tidak hanya menghemat biaya dan waktu pengembangan, tetapi juga meningkatkan keselamatan dan efisiensi operasional pesawat amfibi.

Berbagai penelitian terkait performa aerodinamika dan sudut stall sudah dilakukan sebelumnya. Yanto, dkk melakukan uji eksperimental pada sebuah pesawat tanpa awak menggunakan terowongan angin dengan kecepatan aliran udara setara dengan aliran dengan bilangan Reynold sebesar 9×10^5 . Hasilnya model yang diujikan memiliki $C_L \max$ sebesar 1,23 pada sudut serang 9,5 sementara nilai karakterisasi aerodinamika C_l/C_d maksimum pada sudut serang 6,5 bernilai 11,5 [9].

Menganalisis sudut *stall* dan kemampuan aerodinamika pesawat amfibi pada berbagai kecepatan sangat penting karena berkaitan langsung dengan keselamatan dan kinerja pesawat. Memahami sudut stall pada berbagai kecepatan memungkinkan perancang dan pilot untuk menentukan batas operasional yang aman, serta mengoptimalkan desain sayap untuk meningkatkan efisiensi dan stabilitas. Analisis aerodinamika yang mendetail membantu memastikan bahwa pesawat ini dapat beradaptasi dengan baik dan mempertahankan kinerja optimal di berbagai situasi, yang pada akhirnya meningkatkan keandalan dan kemampuan operasionalnya.

Pada penelitian ini akan menganalisis terkait performa aerodinamika pesawat amfibi *short take-off landing* bermesin ganda yakni koefisien gaya angkat, koefisien gaya hambat, rasio L/D, serta sudut *stall* pada kecepatan 45 m/s dan 55 m/s.

2. Metode Penelitian

Metode penelitian yang akan dilakukan untuk pengujian pesawat ini melibatkan penggunaan eksperimen *wind tunnel* yang merupakan alat penting dalam aerodinamika untuk memahami karakteristik aliran udara di sekitar objek. Dalam eksperimen ini, model pesawat skala kecil akan ditempatkan di dalam terowongan angin di mana aliran udara dengan kecepatan tertentu akan dilewatkan di sekitarnya. Pengujian ini akan mencakup berbagai kecepatan dan sudut serang untuk mengumpulkan data tentang gaya angkat, gaya hambat, dan momen yang dihasilkan oleh model pesawat. Pendekatan eksperimental ini sangat penting untuk mengurangi risiko pada tahap pengembangan dan memastikan bahwa desain pesawat memenuhi standar keselamatan dan efisiensi yang diinginkan. Data yang diperoleh kemudian akan dianalisis untuk mengevaluasi kinerja aerodinamis pesawat.

2.1 Pengujian Wind Tunnel

Wind tunnel adalah alat uji aerodinamika yang digunakan untuk mensimulasikan aliran udara di sekitar objek seperti pesawat, mobil, atau bangunan. Alat ini memungkinkan peneliti mempelajari interaksi antara objek dan aliran udara, mengidentifikasi area dengan hambatan tinggi, serta mengoptimalkan desain untuk meningkatkan performa aerodinamis. Komponen utama *wind tunnel* meliputi saluran masuk (*inlet*) untuk menghaluskan aliran udara, saluran uji (*test section*) tempat model ditempatkan, bagian kompresi atau ekspansi yang mengatur kecepatan aliran udara, kipas atau *blower* yang menggerakkan udara, serta saluran keluar (*outlet*) tempat udara keluar setelah melewati model. Metode

pengujian di wind tunnel mencakup visualisasi aliran dengan asap atau laser untuk melihat pola aliran udara, pengukuran gaya menggunakan timbangan atau sensor untuk mengukur gaya angkat dan hambat, pengukuran tekanan dengan sensor pada model untuk memahami distribusi tekanan, serta pengukuran kecepatan menggunakan anemometer atau teknik laser Doppler velocimetry untuk mengukur kecepatan udara. *Wind tunnel* menyediakan lingkungan terkendali yang memungkinkan pengujian dan pengukuran akurat terhadap berbagai parameter aerodinamis, sangat penting dalam industri otomotif, penerbangan, dan arsitektur untuk memastikan desain yang optimal dan efisien. Pada penelitian ini dimensi terowongan angin yang digunakan berupa ruang segi empat sebesar 4m x 3m x 10m seperti yang nampak pada Gambar 1.



Gambar 1 Terowongan Angin

2.2 Model Uji

Model uji pesawat dalam wind tunnel adalah replika skala dari pesawat yang sebenarnya, digunakan untuk menganalisis karakteristik aerodinamis sebelum penerbangan. Replika ini dibuat dengan presisi tinggi agar hasil pengujian dapat direpresentasikan pada pesawat sesungguhnya. Pengujian dilakukan di saluran uji wind tunnel, di mana berbagai kondisi penerbangan seperti kecepatan, sudut serang, dan kondisi atmosfer dapat disimulasikan.

Salah satu aspek penting dalam pengujian aerodinamika adalah penggunaan bilangan non-dimensional, seperti bilangan Reynolds (Re) dan bilangan Mach (Ma). Bilangan Reynolds adalah rasio antara gaya inersia terhadap gaya viskos, dan memainkan peran kunci dalam menentukan sifat aliran, apakah laminar atau turbulen [10]. Dalam wind tunnel, menjaga kesamaan bilangan Reynolds antara model dan pesawat sebenarnya sangat penting untuk memastikan bahwa hasil uji dapat diterapkan secara akurat. Bilangan Reynolds dihitung menggunakan formula seperti yang ditunjukkan oleh Persamaan 1.

$$Re = \frac{\rho V L}{\mu} \quad (1)$$

Di mana ρ adalah densitas udara, V adalah kecepatan aliran udara, L adalah panjang karakteristik (biasanya panjang *chord* sayap), dan μ adalah viskositas dinamis udara. Selain itu, bilangan Mach, yang merupakan rasio kecepatan aliran udara terhadap kecepatan suara, digunakan untuk menganalisis aliran udara pada kecepatan tinggi, terutama dalam pengujian pesawat supersonik. Bilangan Mach dihitung dengan Persamaan 2 [11].

$$Ma = \frac{v}{c} \quad (2)$$

Di mana v adalah kecepatan aliran udara dan c adalah kecepatan suara. Pengujian pada bilangan Mach yang tepat memungkinkan peneliti untuk memahami efek kompresibilitas dan gelombang kejut yang terjadi pada kecepatan supersonik. Dalam *wind tunnel*, menjaga kesamaan bilangan non-dimensional ini antara model dan prototipe sebenarnya adalah tantangan besar. Skala model yang lebih kecil dapat mempengaruhi bilangan Reynolds, sehingga sering kali dilakukan penyesuaian pada kecepatan aliran udara atau sifat fluida untuk mencapai kesamaan dinamis. Dengan demikian, pengujian di wind tunnel dapat memberikan wawasan berharga mengenai performa aerodinamis pesawat dan membantu mengidentifikasi serta memperbaiki desain sebelum produksi dan penerbangan nyata. Berikut ini merupakan model uji yang digunakan pada uji terowongan angin seperti yang ditunjukkan melalui Gambar 2.



Gambar 2 Model Uji Pesawat

2.3 Performa Aerodinamika

Performa aerodinamika pesawat terbang sangat penting untuk efisiensi, kecepatan, dan keamanan penerbangan. Faktor utama yang mempengaruhi performa aerodinamis termasuk gaya angkat (lift), gaya hambat (drag), serta stabilitas dan kontrol pesawat. Gaya angkat adalah gaya yang bekerja tegak lurus terhadap aliran udara dan memungkinkan pesawat untuk terbang. Gaya ini dihasilkan oleh perbedaan tekanan udara di atas dan di bawah sayap. Gaya hambat adalah gaya yang bekerja sejajar dengan aliran udara dan berlawanan dengan arah gerakan pesawat, yang berkontribusi pada konsumsi bahan bakar dan kecepatan pesawat.

2.3.1 Gaya Angkat

Semua resultan komponen tekanan dan gaya geser ke arah normal aliran cenderung menggerakkan benda ke arah tersebut disebut dengan gaya angkat. Berikut ini merupakan penurunan persamaan tekanan dan tengangan geser yang bekerja pada permukaan sayap pesawat hingga menjadi persamaan resultan gaya angkat pada aliran dua dimensi seperti yang dapat dilihat pada Persamaan 3 dan 4 secara berurutan.

$$dF_L = -P dA \sin \theta + \tau_w dA \cos \theta \quad (3)$$

$$F_L = \int_A dF_L = - \int_A (P \sin \theta + \tau_w \cos \theta) dA \quad (4)$$

Gaya angkat (lift) pada pesawat terbang berhubungan langsung dengan koefisien gaya angkat yang merupakan parameter non-dimensional yang mencerminkan kemampuan sayap atau profil aerofoil menghasilkan gaya angkat pada kondisi aliran tertentu. Persamaan ini menunjukkan bahwa gaya angkat meningkat seiring dengan meningkatnya koefisien gaya angkat, kecepatan udara, densitas udara, dan luas permukaan sayap. Koefisien gaya angkat sendiri dipengaruhi oleh bentuk dan sudut serang (*angle of attack*) sayap, serta kondisi aliran udara di sekitar sayap. Hubungan antara gaya angkat (F_L) dan koefisien gaya angkat (C_L) dinyatakan dalam Persamaan 5 [12].

$$C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2} \rho V^2 A} \quad (5)$$

Dimana ρ adalah densitas udara, V adalah kecepatan aliran udara relatif terhadap sayap, dan A adalah luas permukaan sayap.

2.3.2 Gaya Hambat

Gaya hambat adalah gaya yang diberikan fluida mengalir pada benda dalam arah aliran. Pada pesawat amfibi gaya hambat terbentuk akibat gesekan dengan udara dan air. Berikut ini merupakan penurunan persamaan tekanan dan tengangan geser yang bekerja pada permukaan sayap pesawat hingga menjadi persamaan resultan gaya hambat pada aliran dua dimensi seperti yang dapat terlihat pada Persamaan 6 dan Persamaan 7.

$$dF_D = -P dA \cos \theta + \tau_w dA \sin \theta \quad (6)$$

$$F_D = \int_A dF_D = - \int_A (P \cos \theta + \tau_w \sin \theta) dA \quad (7)$$

Gaya hambat (drag) pada pesawat terbang berkaitan erat dengan koefisien gaya hambat (C_D), yang merupakan parameter non-dimensional yang mengukur resistensi suatu objek terhadap aliran udara. Persamaan ini menunjukkan bahwa gaya hambat meningkat seiring dengan bertambahnya koefisien gaya hambat, kecepatan udara, densitas udara, dan luas permukaan referensi. Koefisien gaya hambat seperti pada Persamaan 8 [12] dipengaruhi oleh bentuk dan permukaan pesawat, kekasaran permukaan, sudut serang, dan kondisi aliran udara seperti turbulensi atau aliran laminar. Pengurangan gaya hambat merupakan fokus utama dalam desain aerodinamis untuk meningkatkan efisiensi bahan bakar dan performa pesawat.

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2} \rho V^2 A} \quad (8)$$

Dimana ρ adalah densitas udara, V adalah kecepatan aliran udara relatif terhadap sayap, dan A adalah luas permukaan sayap.

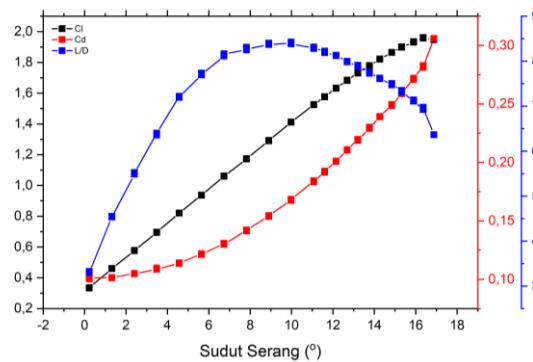
2.3.3 Rasio Gaya Angkat terhadap Gaya Hambat

L/D merupakan perbandingan antara gaya angkat dan gaya hambat yang dihasilkan oleh sebuah geometri. *Lift-to-drag ratio* merupakan salah satu faktor pertimbangan terpenting pada sayap pesawat, bilah turbin angin, ataupun benda-benda lain yang memperhatikan performa aerodinamika. Dalam kasus tersebut, diinginkan rasio *lift-to-drag* yang lebih tinggi dan sebagai hasil pemodelan komputer dan pengujian terowongan angin. Selain bentuk airfoil, sudut serang merupakan komponen penting kedua dari rasio *lift-to-drag*. Sudut serang adalah sudut di mana ujung depan airfoil diatur dalam kaitannya dengan aliran udara. Dengan meningkatkan sudut serangan, gaya angkat meningkat secara drastis; namun, strategi ini hanya dapat dijalankan sampai titik tertentu. Dalam kasus pesawat terbang, jika sudut serang tetap terlalu curam, hal ini dapat menghambat kinerja pesawat dan oleh karena itu strategi ini hanya digunakan saat lepas landas. Perbandingan antara *lift coefficient* dengan *drag coefficient* pada sebuah geometri benda dapat menunjukkan efisiensi dari airfoil yang digunakan. Semakin besar nilai L/D yang dihasilkan, mengindikasikan efisiensi performa aerodinamika yang lebih baik.

$$\frac{L}{D} = \frac{F_L}{F_D} = \frac{C_L}{C_D} \quad (9)$$

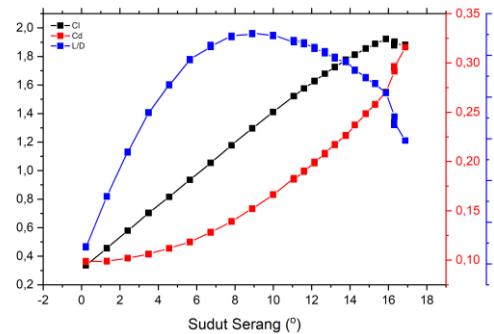
3. Hasil dan Pembahasan

Bagian hasil dan pembahasan ini menyajikan temuan dari analisis performa aerodinamika pesawat terbang yang dilakukan melalui pengujian wind tunnel. Pengujian ini bertujuan untuk mengevaluasi efisiensi aerodinamis dari berbagai desain sayap dan badan pesawat, dengan fokus pada gaya angkat dan hambat serta koefisien terkait. Data yang diperoleh dari wind tunnel memberikan wawasan mengenai performa aerodinamika pesawat terbang amfibi.



Gambar 3 Performa Aerodinamika di Kecepatan 45 m/s

Gambar 3 memperlihatkan karakteristik dan sudut stall yang dimiliki oleh pesawat amfibi ketika berada di kecepatan 45 m/s. Dari grafik tersebut dapat kita lihat bahwa pada kecepatan tersebut, pesawat amfibi memiliki nilai koefisien gaya angkat maksimal sebesar 1,96 yang terjadi pada sudut serang 16,36° dan sekaligus menandakan bahwa sudut stall terjadi pada sudut tersebut. Di samping itu, pesawat ketika berada di sudut stall akan mengalami koefisien gaya hambat sebesar 0,28. Hal yang berbeda nampak pada performa aerodinamika di kecepatan yang lebih tinggi, yakni 55 m/s. Gambar 4 menunjukkan bahwa pada kecepatan yang lebih tinggi, sudut stall berubah menjadi 15,87° dengan nilai koefisien maksimum dan koefisien hambat di sudut tersebut 1,92 dan 0,27.



Gambar 4 Performa Aerodinamika di Kecepatan 55 m/s

Melalui kedua hasil pengujian ini dapat diamati terjadinya perubahan stall angle yang signifikan. Pada kecepatan tinggi, aliran udara di atas sayap lebih kuat dan lebih stabil, yang memungkinkan pesawat menghasilkan lift yang cukup dengan sudut serang yang lebih kecil. Jika sudut serang ditingkatkan terlalu tinggi pada kecepatan tinggi, aliran udara dapat menjadi terpisah lebih cepat, menyebabkan stall lebih awal dibandingkan dengan kecepatan rendah. Oleh karena

itu, meningkatkan sudut serang sedikit saja dapat menyebabkan aliran udara terpisah, yang mengarah ke stall. Pada kecepatan rendah, aliran udara di atas sayap lebih lambat, sehingga sayap membutuhkan sudut serang yang lebih besar untuk menghasilkan lift yang cukup untuk menjaga pesawat tetap terbang. Selain itu, Karena aliran udara lebih lambat, sayap dapat mencapai sudut serang yang lebih besar sebelum aliran udara terpisah dan menyebabkan stall. Hal ini berarti bahwa stall angle pada kecepatan tinggi biasanya berada pada sudut yang lebih besar dibandingkan pada kecepatan rendah.

4. Kesimpulan

Melalui penelitian terkait analisis performa aerodinamika dan sudut stall pada pesawat amfibi bermesin ganda melalui uji eksperimental menggunakan wind tunnel pada dua kecepatan yang berbeda, dapat disimpulkan bahwa stall angle pada pesawat cenderung lebih kecil pada kecepatan tinggi dan lebih besar pada kecepatan rendah. Fenomena tersebut disebabkan oleh karena pada kecepatan tinggi, pesawat membutuhkan sudut serang yang lebih kecil untuk mempertahankan lift, sementara pada kecepatan rendah, pesawat memerlukan sudut serang yang lebih besar untuk menghasilkan lift yang cukup dan mencegah stall.

5. Daftar Pustaka

- [1] Xiao Q, Luo F, Li Y. Risk Assessment Of Seaplane Operation Safety Using Bayesian Network. *Symmetry* (Basel) 2020;12. <Https://Doi.Org/10.3390/SYM12060888>.
- [2] Wei J, Sha YB, Hu XY, Yao JY, Chen YL. Aerodynamic Numerical Simulation Analysis Of Water–Air Two-Phase Flow In Trans-Medium Aircraft. *Drones* 2022;6. <Https://Doi.Org/10.3390/Drones6090236>.
- [3] Qiu L, Song W. Efficient Decoupled Hydrodynamic And Aerodynamic Analysis Of Amphibious Aircraft Water Takeoff Process. *J Aircr* 2013;50:1369–79. <Https://Doi.Org/10.2514/1.C031846>.
- [4] Ito K, Dhaene T, Sakurai T. Longitudinal Stability Augmentation Of Seaplanes In Planing. *J Aircr* 2016;53:1332–42. <Https://Doi.Org/10.2514/1.C033588>.
- [5] Utomo A, Gunawan, Yanuar. Biomimetics Design Optimization And Drag Reduction Analysis For Indonesia N219 Seaplanes Catamaran Float. *Processes* 2021;9. <Https://Doi.Org/10.3390/Pr9112024>.
- [6] Cribb R, Ford M. Indonesia As An Archipelago: Managing Islands, Managing The Seas. *Indonesia Beyond The Water’s Edge: Managing An Archipelagic State*, Institute Of Southeast Asian Studies; 2009.
- [7] Breuer K, Drela M, Fan X, Di Luca M. Design And Performance Of An Ultra-Compact, Low-Speed, Low Turbulence Level, Wind Tunnel For Aerodynamic And Animal Flight Experiments. *Exp Fluids* 2022;63. <Https://Doi.Org/10.1007/S00348-022-03519-1>.
- [8] Abbas-Bayoumi A, Becker K. An Industrial View On Numerical Simulation For Aircraft Aerodynamic Design. *J Math Ind* 2011;1:1–14. <Https://Doi.Org/10.1186/2190-5983-1-10>.
- [9] Daryanto Y, Wijjatmoko G, Eng M, Kuswandi D. Pengujian Aerodinamika Model Pesawat Udara Nir Awak-PUNA Di Wind Tunnel LAGG BPPT. N.D.
- [10] Uruba V. Reynolds Number In Laminar Flows And In Turbulence. *AIP Conf Proc*, Vol. 2118, American Institute Of Physics Inc.; 2019. <Https://Doi.Org/10.1063/1.5114728>.
- [11] Subramanian RS. Reynolds Number. N.D.
- [12] Nurcahyadi T. Pengaruh Lokasi Ketebalan Maksimum Airfoil Simetris Terhadap Koefisien Angkat Aerodinamisnya. Vol. 11. 2008.