

**ANALISA AERODINAMIKA NACA AIRFOIL 0018
DENGAN PENAMBAHAN MAXI WINGLET**

Rizal Satya Prawira¹, Setyo Hariyadi Suranto Putro², Bambang Junipitoyo³

^{1,2,3}Politeknik Penerbangan Surabaya, Jalan Jemur Andayani I No 73, Surabaya 60236

Email: rizalsatya99@gmail.com

Abstrak

Analisa performa aerodinamika suatu penampang *Airfoil* sangatlah diperlukan untuk menentukan gaya angkat maksimum yang terjadi serta gaya-gaya yang bekerja pada penampang *Airfoil* seperti Gaya *Drag* dan Gaya *Lift*. Namun, untuk menghasilkan gaya *lift* yang maksimum diperlukan suatu penambahan *device* pada *Airfoil*. *Winglet* adalah salah satu *device* yang digunakan untuk meningkatkan gaya *lift* tanpa harus memperlebar langkah dari *wingspan* (bentangan sayap) pada pesawat.

Dalam penelitian ini dibuat 2 jenis *Airfoil* seri NACA 0018, yang pertama adalah *Airfoil* simetris diberi penambahan *maxi winglet* dan tanpa diberi penambahan *maxi winglet*. Kedua *Airfoil* tersebut di test dengan menggunakan *software* ANSYS dengan input kecepatan 20 m/s atau 72 km/h. Untuk mendapatkan performa yang maksimal dari *Airfoil* ini, diberi variasi sudut serang 0°, 2°, 4°, 6°, 8°, 10°, 12°, 15°, 16°, 17°, 19°, 20° dan akan di dapatkan sudut serang yang dapat menghasilkan gaya angkat maksimal. Dari kontur kecepatan dan kontur tekanan yang di dapatkan ANSYS, sepanjang permukaan atas dan permukaan bawah *Airfoil* di dapatkan nilai rata-ratanya dan kemudian di plot dalam grafik untuk menunjukkan besarnya gaya *lift* dan gaya *drag* yang terjadi serta dari distribusi kecepatan dan distribusi langkahlure tersebut diperoleh nilai koefisien *drag* dan koefisien *lift*.

Pada penelitian ini *Airfoil* dengan *maxi winglet* memiliki nilai Cl lebih besar daripada tanpa *maxi winglet*, hal tersebut diakibatkan adanya penundaan munculnya *vortex* pada *tip chord*. Nilai koefisien *lift* paling besar ada pada sudut serang 15 ° dimana pada sudut serang tersebut nilai L/D juga paling besar. Berdasarkan penelitian ini *winglet maxi* terbukti efektif dalam pembedakan *lift* dan memiliki keuntungan yang signifikan dari nilai L/D yang dihasilkan.

Kata Kunci: aerodinamika, *Airfoil*, *winglet*, sudut serang, gaya angkat.

Abstract

Analysis of the aerodynamic performance of an Airfoil section is needed to determine the maximum lift that occurs and the forces acting on the Airfoil section such as Drag Force and Lift Force. However, to produce the maximum lift force an additional device is required on the Airfoil. Winglet is a device used to increase lift force without having to extend the length of the wingspan on the aircraft.

In this study, 2 types of NACA 0018 series Airfoils were made, the first was a symmetrical Airfoil with a maxi winglet and no maxi winglet addition. Both Airfoils were tested using ANSYS software with an input speed of 20 m / s or 72 km / h. To get the maximum performance from this Airfoil, it is given a variation of the angle of attack of 0°, 2°, 4°, 6°, 8°, 10°, 12°, 15°, 16°, 17°, 19°, 20° and an angle of attack that can produce maximum lift will be obtained. From the velocity and pressure contours obtained by ANSYS, the average values are obtained along the upper and lower surfaces of the Airfoil and then plotted in a graph to show the magnitude of the lift and drag forces that occur and from the velocity distribution

and temperature distribution the values are obtained. The drag coefficient and the lift coefficient.

In this study, an Airfoil with maxi winglets had a higher Cl value than without maxi winglets, this was due to a delay in the appearance of the vortex on the tip chord. The largest lift coefficient value is at the angle of attack of 15° where at the angle of attack the value of L / D is also the greatest. Based on this research, the maxi winglet was proven to be effective in the formation of a lift and has a significant advantage over the resulting L / D value.

Keywords: aerodynamics, Airfoil, winglet, angle of attack, lift

PENDAHULUAN

Rumusan masalah dari penelitian ini adalah:

1. Bagaimana pengaruh penambahan *maxi winglet* terhadap performansi *Airfoil* NACA 0018?
2. Bagaimana pengaruh kecepatan angin terhadap koefisien *lift* dan *drag* pada *Airfoil*?
3. Bagaimana pengaruh sudut serang terhadap performansi *Airfoil* NACA 0018?

Batasan masalah yang diambil dalam penelitian tugas akhir ini sebagai berikut:

1. Model *Airfoil* yang digunakan adalah NACA 0018 yang diberi penambahan *maxi winglet*.
2. Pendekatan numerik ini menggunakan aplikasi *software* ANSYS.

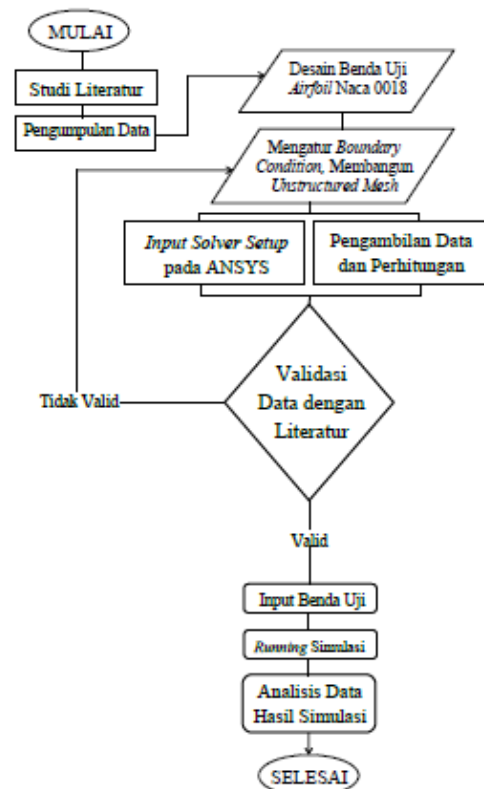
Dengan adanya tujuan penelitian kita dapat mengambil manfaat dari pengujian ini diantaranya:

1. Untuk mengetahui 2angkah-langkah yang dilakukan dalam eksperimen tentang *Airfoil* NACA 0018.
2. Untuk mengetahui karakteristik aerodinamik *Airfoil* NACA 0018 yang diberi penambahan *maxi winglet* pada kecepatan angin dan sudut serang tertentu.
3. Untuk mengetahui pengaruh dari penambahan *maxi winglet* terhadap

performansi aerodinamika *Airfoil* NACA 0018.

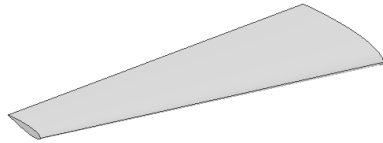
METODE

Penyusunan sebuah penelitian diperlukan sebuah metode atau memberikan sebuah ide yang akurat tentang langkah kerja dan peneliti dapat memperoses apa saja cara yang akan digunakan dan bagaimana peneliti dapat mencapai suatu tujuan sehingga dapat diambil kesimpulan. Metode penelitian adalah suatu cara ilmiah agar mendapatkan data dengan tujuan tertentu.

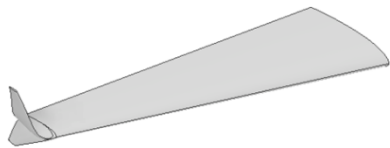


Gambar 1. Diagram Alir Penelitian

Objek penelitian pada penelitian tugas akhir ini adalah benda uji berupa *Airfoil* NACA 0018 dengan penambahan *Maxi Winglet* dan tanpa *maxi winglet* Rincian konfigurasi benda uji penelitian adalah sebagai berikut:



Gambar 2. Geometri *airfoil* NACA 0018 tanpa *maxi winglet*.



Gambar 3. Geometri *airfoil* NACA 0018 dengan *maxi winglet*.

Parameter	Eksperimen
<i>Shape</i>	<i>Airfoil</i> NACA 0018
<i>Air Density</i> (ρ)	1.22 (kg/m ³)
<i>Air Velocity</i> (m/s)	20 (m/s)
Angle of Attack	0°, 2°, 4°, 6°, 8°, 10°, 12°, 15°, 16°, 17°, 19°, dan 20°

Tabel 1. Parameter yang digunakan pada penelitian ini.

Studi awal Peneliti mencoba mengumpulkan informasi dan data selama pendidikan di Politeknik Penerbangan Surabaya dan didukung oleh teori-teori yang bersumber dari buku, *e-book*, jurnal ilmiah, *web* terpercaya dan penelitian sebelumnya yang saling berkaitan. Tahap pengumpulan data setelah studi awal yakni, mengumpulkan data *Airfoil* dan cara mensimulasikannya serta yang terpenting adalah *input* data geometri *Airfoil* (*DAT file*) yang bersumber dari situs resmi NACA sehingga harapannya *design Airfoil* yang berstandar. Selanjutnya tahap untuk pemodelan 3D dapat dilakukan dengan memasukkan data koordinat yang didapat dari situs resmi NACA ke dalam ANSYS. Kemudian model tersebut diberi penambahan *high-lift devices* yaitu, *winglet*. Setelah model telah terbuat dari *software*, model *Airfoil* dimasukkan ke dalam *software* ANSYS untuk melakukan tahap simulasi numerik. Selanjutnya, peneliti menentukan 2 kategori analisa yaitu yang pertama variasi sudut serang dan dengan menganalisis nilai koefisien gaya angkat (Cl), koefisien gaya hambat (Cd), kontur kecepatan, dan kontur tekanan.

HASIL DAN PEMBAHASAN

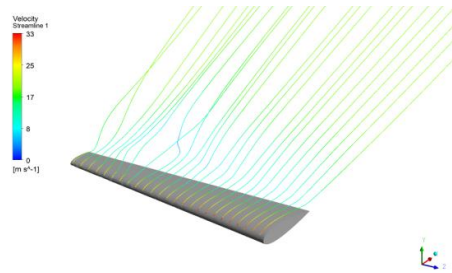
Hasil Penelitian

Hasil dari simulasi dalam penelitian ini berupa kontur sebaran tekanan pada upper surface dan lower surface serta kontur velocity pathline fluida yang mengalir di sekeliling *airfoil*. Dapat dilihat juga gaya-gaya yang terjadi pada *airfoil* sehingga dapat dihitung nilai CL dan CD dari *airfoil* NACA 0018 yang diteliti tersebut.

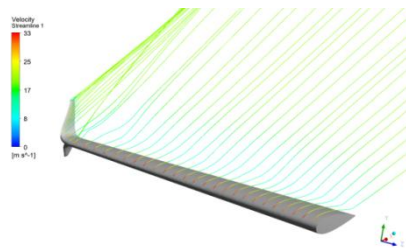
Hasil Simulasi Kontur *Velocity Pathline*

Dari hasil simulasi *airfoil* NACA 0018 yang diberi penambahan *maxi winglet* dan tanpa penambahan *maxi winglet*, dapat di tampilkan kontur velocity pathline yang

mengalir pada *airfoil* dengan berbagai sudut serang sehingga, dapat di ketahui gaya yang terjadi pada *airfoil*.



Gambar 4 Kontur *velocity pathline* *airfoil* pada sudut serang 19° tanpa *winglet*



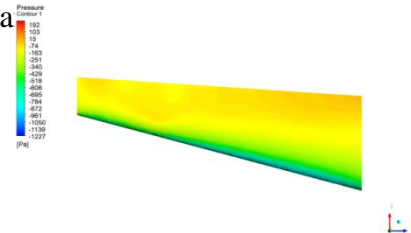
Gambar 5 Kontur *velocity pathline* *airfoil* pada sudut serang 19° dengan *winglet*

Terlihat kecepatan aliran fluida di permukaan atas *airfoil* dan kecepatan hasil aliran yang turbulensi bersifat bervariasi. Dimana variasi kecepatan aliran tersebut cenderung bersifat mengalami peningkatan dari hasil simulasi sudut serang 17°. Sedangkan pada Gambar 4.22 yang merupakan hasil simulasi kecepatan aliran fluida pada *airfoil* NACA 0018 dengan sudut serang 19° penambahan *maxi winglet*. Pada sudut serang ini menghasilkan aliran turbulensi. Aliran turbulensi tersebut cenderung memiliki variasi kecepatan aliran fluida yang lebih tinggi.

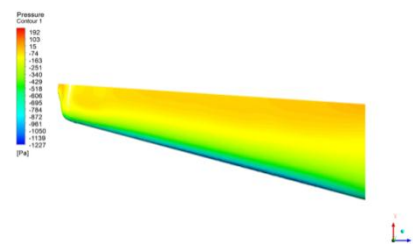
Hasil Simulasi Kontur Tekanan Pada *Upper Surface*

Dari hasil simulasi *airfoil* NACA 0018 yang diberi penambahan *maxi winglet* dan tanpa penambahan *maxi winglet*, dapat di tampilkan kontur sebaran tekanan yang mengalir pada *upper surface* *airfoil* dengan

berbagai sudut serang sehingga, dapat di ketahui gaya yang terjadi pada *airfoil*. Berikut kontur sebaran tekanan pada *upper surface* simulasi *airfoil* NACA 0018 dengan penambahan *maxi winglet* dan tanpa penambahan *maxi winglet* pada berbagai sudut serang



Gambar 6 Kontur *velocity pathline* *airfoil* pada sudut serang 19° tanpa *winglet*



Gambar 7 Kontur *velocity pathline* *airfoil* pada sudut serang 19° dengan *winglet*

Pada hasil simulasi ini tidak terlihat perubahan yang cukup signifikan dari hasil simulasi sebelumnya yaitu dengan sudut serang 17°. Sedangkan pada Gambar 4.45 yang merupakan hasil simulasi sebaran tekan pada *airfoil* NACA 0018 sudut serang 19° penambahan *maxi winglet*. Hasil simulasi tersebut menggambarkan bahwa terjadi perubahan tekanan pada *trailing edge*. Dimana tekanan pada *trailing edge* mengalami penurunan.

Hasil Simulasi Kontur Tekanan Pada *Lower Surface*

Dari hasil simulasi *airfoil* NACA 0018 yang diberi penambahan *maxi winglet* dan tanpa penambahan *maxi winglet*, dapat di tampilkan kontur sebaran tekanan yang mengalir pada *lower surface* *airfoil* dengan

berbagai sudut serang sehingga, dapat di ketahui gaya yang terjadi pada *airfoil*. Berikut kontur sebaran tekanan pada *lower surface* simulasi *airfoil* NACA 0018 dengan penambahan *maxi winglet* dan tanpa penambahan *maxi winglet* pada berbagai sudut serang:



Gambar 8 Kontur sebaran tekanan *lower surface* *airfoil* pada sudut serang 19° tanpa *winglet*



Gambar 9 Kontur sebaran tekanan *lower surface* *airfoil* pada sudut serang 19° dengan *winglet*

Pada hasil simulasi ini tidak terlihat perubahan yang cukup signifikan dari hasil simulasi pada sudut 0°, 2°, 4°, 6°, 8°, 10°, 12°, 15°, 16°, maupun sudut serang 17°. Sedangkan pada Gambar 4.69 yang merupakan hasil simulasi sebaran tekanan pada *lower surface* *airfoil* NACA 0018 sudut serang 19° penambahan *maxi winglet*. Hasil simulasi tersebut menggambarkan bahwa terjadi perubahan tekanan pada *trailing edge*. Dimana tekanan pada *trailing edge* mengalami penurunan.

Kutipan dan Acuan

Fauzan Taufik Hidayat, Bismil Rabeta, dan Freddy Fransiscus dalam penelitian Analisis Pengaruh *Winglet* Pada Sayap Pesawat Cessna 172 (2020). Penelitian ini dilakukan untuk menganalisa

perbandingan karakteristik aerodinamika yaitu *coefficient lift* dan *coefficient drag* dari sayap pesawat Cessna 172 dengan penambahan *winglet* dan tanpa penambahan *winglet* (*Plain*) menggunakan *software* XLF5. Sebelum dilakukan penelitian, peneliti membuat desain model sayap yang digunakan pesawat Cessna 172, dengan penambahan *winglet* dan tanpa penambahan *winglet* menggunakan *software* XLF5.

Pada penelitian ini, peneliti menggunakan model *Airfoil* NACA 2412 yang mengacu pada geometri dari sayap pesawat Cessna 172, dengan variasi ukuran *wingspan* 11 m, *root chord* 1.63 m, *tip chord* 1.13 m, *aspect ratio* 7.5. Selain itu Sayap diberikan variasi kecepatan udara yaitu, 340 m/s. Diberikan juga beberapa perlakuan terhadap *winglet*, seperti sudut dari *cant angle winglet* yang digunakan adalah 0°, 30°, 60°, dan 90°. Pemberian beberapa variasi *cant angle winglet* ini diberikan untuk membandingkan efisiensi penambahan *winglet* pada penelitian ini.

Berdasarkan hasil simulasi tersebut, peneliti menarik kesimpulan bahwa Pemodelan *Airfoil* dengan penambahan *winglet* sangat efektif dibandingkan dengan tanpa *winglet*. Modifikasi *winglet* pada variasi *cant angle* 30° menghasilkan CL/CD yang paling tinggi dibandingkan dengan konfigurasi yang lain dengan nilai optimum pada sudut 2,5° dengan nilai CL/CD 24,728.

Setyo Hariyadi S. P., Sutardi, dan Wawan Aries Widodo dalam penelitian *Numerical study of aerodynamic analysis on wing Airfoil NACA 43018 with the addition of forward and rearward wingtip fence* (2016). Penelitian ini dilakukan untuk menganalisis pengaruh penambahan *Forward* dan *Rearward Wingtip Fence* pada *Airfoil* NACA 43018 menggunakan *software* CFD. Sebelum dilakukan penelitian, peneliti

membuat desain model *Airfoil* NACA 43018, dengan penambahan *winglet*. dan model *Airfoil* NACA 43018 tanpa penambahan *winglet* menggunakan *software* CFD.

Pada penelitian ini, peneliti menggunakan model *Airfoil* NACA 43018 dengan penambahan *rearward* dan *forward wingtip fence* variasi ukuran *wing span* 40 cm, *Sweep Angle* 14°, *Chord Length* 20 cm, *aspect ratio* 2. Selain itu diberikan juga spesifikasi *winglet*. Pada *winglet* tipe *forward wingtip fence*, dan *rearward wingtip fence*, *winglet span* sepanjang 10 cm, *winglet height* 0.5 C, dan *wingtip thickness* adalah 0.04C. Sedangkan, untuk *sweep angle* dari *forward wingtip fence* adalah 14° dan *rearward wingtip fence* 39°. Pemberian beberapa tipe *wingtip fence* ini bertujuan untuk membandingkan efisiensi aerodinamika penambahan *winglet* pada penelitian ini.

Berdasarkan hasil simulasi dari penelitian tersebut, peneliti menarik kesimpulan bahwa *winglet* dapat meningkatkan performa dari *wing* bahkan dengan penambahan dari *winglet* akan meningkatkan *drag line* dengan meningkatkan *angle of attack*. Tetapi dengan penambahan *winglet*, kinerja *wing* lebih baik daripada *plain wing*. *Winglet* dapat mengurangi pembentukan vortex tip secara signifikan. Dari studi numerik ditemukan bahwa penggunaan *winglet* dapat menghasilkan beberapa karakteristik aliran yaitu, dengan meningkatnya sudut serang akan meningkatkan *wingtip vortices* dan *drag coefficient*.

Alif Komarudin dalam penelitian Studi *Winglet* NACA 2409 Menggunakan *Computational Fluid Dynamic* (CFD) (2015). Penelitian ini dilakukan untuk melakukan optimasi dalam mendapatkan *winglet* dengan sudut serang dan sudut *cant* terbaik menggunakan metode komputasi. Percobaan

diawali dengan pembuatan model *winglet* menggunakan SolidWorks, setelah itu *meshing* dan proses perhitungan yang dilakukan *software* Ansys. Analisa meliputi distribusi tekanan dan kecepatan. Dalam penelitian ini variasi kecepatan udara yang digunakan adalah 30 m/s. Penelitian ini juga menjelaskan hubungan kinerja *winglet* NACA 2409 pada ketinggian 2 km, 4 km, 6 km, 8 km, 10 km, 12 km, 14 km, 16 km, 18 km, 20 km, 24 km, 28 km, 30 km, 32 km terutama hubungan CL dan CD secara komputasi.

Berdasarkan hasil simulasi tersebut, peneliti menarik kesimpulan bahwa optimasi *winglet* NACA 2409 mendapatkan sudut serang optimal pada 12° sedangkan sudut *winglet* pada 34°. Variabel yang mempengaruhi koefisien lift (CL) dan Koefisien Drag (CD) antara lain Densitas, Pressure, suhu. Simulasi mendapatkan hasil yang tertinggi pada ketinggian 20 km dengan pressure 5529 Pa, densitas 0,0889 kg.m⁻³, suhu 216,6 K mendapatkan koefisien lift (CL) sebesar 0,921626346 serta koefisien Drag (CD) sebesar 0,053 . Hasil terendah pada ketinggian 32 km dengan pressure 889 Pa, densitas 0,0889 kg.m⁻³, suhu 228,5 K koefisien lift (CL) sebesar 0,527 serta koefisien Drag (CD) sebesar 0,039.

Ucapan Terima Kasih

Ucapan terima kasih penulis sampaikan kepada segenap pihak yang telah membantu selama proses penyusunan Tugas Akhir ini kepada:

1. Bapak M. Andra Adityawarman, S.T., M.T. selaku Direktur Politeknik Penerbangan Surabaya.
2. Bapak Bambang Junipitoyo, S.T., M.T. selaku Ketua Program Studi Teknik Pesawat Udara.

PROSIDING

SEMINAR NASIONAL INOVASI TEKNOLOGI PENERBANGAN (SNITP) TAHUN 2021

ISSN : 2548 – 8112 eISSN: 2622-8890

3. Bapak Dr. Setyo Hariyadi S.P., S.T., M.T. selaku dosen pembimbing 1 Tugas Akhir. *Attack, pressure* pada *leading edge* semakin bertambah.
4. Bapak Bambang Junipitoyo, S.T., M.T. selaku dosen pembimbing 2 Tugas Akhir. Dari hasil simulasi juga dapat dilihat bahwa turbulen terjadi pada *Uper chamber* dan semakin meningkat dengan bertambahnya *Angle Of Attack*.
5. Segenap dosen, instruktur, dan pegawai Politeknik Penerbangan Surabaya. Dari hasil simulasi juga dapat diketahui bahwa pada *airfoil* dengan penambahan *maxi winglet*, pada sudut serang 19° memiliki nilai Cl paling besar yaitu 1.13 dan memiliki nilai koefisien *drag* (CD) sebesar 0.14.
6. Semua pihak yang telah memberikan dukungan sehingga peneliti dapat menyelesaikan pendidikan di Politeknik Penerbangan Surabaya.
7. Kedua orang tua dan segenap keluarga besar yang telah memberikan dukungan sehingga peneliti dapat menyelesaikan pendidikan di Politeknik Penerbangan Surabaya.

PENUTUP

Kesimpulan

Dari hasil simulasi dan analisa pada *airfoil* NACA 0018 yang diberi penambahan *maxi winglet* dan tanpa penambahan *maxi winglet*, terhadap berbagai variasi sudut serang dapat diambil kesimpulan sebagai berikut :

1. Dari hasil simulasi dapat diketahui bahwa dengan variasi sudut serang 0° , 2° , 4° , 6° , 8° , 10° , 12° , 15° , 16° , 17° , 19° , 20° semakin besar sudut serang yang diberikan, maka nilai Cl dan Cd juga bertambah sampai titik optimal pada *Angle of Attack* 19° .
2. Dari hasil simulasi juga diketahui bahwa dengan penambahan *maxi winglet* pada *airfoil* NACA 0018 dapat meningkatkan nilai Cl dan Cd.
3. Dari hasil simulasi juga dapat dilihat bahwa dengan bertambahnya *Angle Of*

Saran

Peneliti menyadari bahwa analisa ini memiliki banyak kekurangan mengenai analisa dengan perangkat lunak, oleh karena itu peneliti memberikan saran sebagai berikut:

1. Diharapkan untuk penelitian selanjutnya lebih bervariasi dalam hal parameter-parameter yang akan dikaji, dan lebih bervariasi juga dalam penentuan variabel bebas dari penelitian.
2. Diharapkan dalam penelitian selanjutnya bisa menggunakan variasi untuk model *airfoil* NACA yang digunakan dan data yang dianalisa.
3. Dalam melakukan pengaturan *domain* diharapkan sangat hati-hati, karena pengaturan tersebut menentukan hasil dari kualitas simulasi.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Abbot, Ira H., Albert E. Von Doenhoff. (1959). Experimental Characteristics of Wing Sections. I. Abbot, A. Von Doenhoff (Eds.). *Theory of Wing Sections*. (1st ed). New York, Amerika Serikat: Dover Publications, Inc.
- [2] Anderson, Jhon D., Jr. (2001). Fundamentals of aerodynamics. J. Anderson (Ed.). *Fundamentals of*

PROSIDING
SEMINAR NASIONAL INOVASI TEKNOLOGI PENERBANGAN (SNITP) TAHUN 2021

ISSN : 2548 – 8112 eISSN: 2622-8890

- aerodynamics* (2nd ed). Boston, Amerika Serikat: McGraw-Hill Book Company. Surakarta, 2015) Diambil dari <http://eprints.ums.ac.id/>
- [3] Fajri, Hidayat, M. (2014). *Analisa Aerodinamika Airfoil*. (Skripsi, Universitas 17 Agustus 1945, 2014). Diambil dari <https://journal.uta45jakarta.ac.id/>
- [4] Fitrikananda, Bona P. (2014). *Studi Pengembangan Dan Pemanfaatan Winglet Untuk Meningkatkan Performansi Pesawat*. (Skripsi, Universitas Nurtanio, 2014) Diambil dari <http://jurnal.unnur.ac.id/>
- [5] Hariyadi, Setyo., Sutardi., Wawan Aries Widodo. (Eds.). (2016). *American Institute of Physics Conference: Numerical Study Of Aerodynamic Analysis On Wing Airfoil NACA 43018 With The Addition Of Forward And Rearward Wingtip Fence: Proceedings of the International Mechanical Engineering and Engineering Education Conferences, Georgia, 26 Oktober 2016*. Georgia, Amerika Serikat: American Institute of Physics.
- [6] Hariyadi, Setyo., Wiwid Suryono., Bambang Junipitoyo., Supriadi. (2017). Approach Jurnal Teknologi Penerbangan. *Analisis Aerodinamika Pada Wingtip Fence Cessna 172 di Laboratorium Teknik Pesawat Udara ATKP Surabaya. Vol. 1(2), 4*.
- [7] Hidayat. Fauzan., Bismil. Rabeta., Freddy Fransiscus. (2020). Analisis Pengaruh Winglet Pada Sayap Pesawat Cessna 172 Menggunakan Perangkat Lunak XFLR5. *Jurnal Teknologi Kedirgantaraan*, 5(1), 1-2. DOI: 10.35894/jtk.v5i1.423
- [8] Komarudin, Alif. (2015). *Studi Winglet NACA 2409 Menggunakan Computational Fluid Dynamic (CFD)*. (Skripsi, Universitas Muhammadiyah
- [9] Munson, Bruce R. Young, Donald F. Hardani, H. Wibi (2004). *Fundamental Fluid Dynamic*. B. Munson, D. Young, H. Wibi (Eds.). Harinaldi (Trans.) *Mekanika Fluida* (4th ed). Jakarta, Indonesia: Erlangga.
- [10] Nikola. N. Gavrilović, Rašuo Boško, Dulikravich George S, Parezanović Vladimir B. (2008). *Winglet Devices. FME Transactions: Commercial Aircraft Performance Improvement Using Winglets*, 43(1),2-3. DOI: 10.5937/fmet1501001g
- [11] Sormin, Randy Muhammad., Rosyida Permatasari. (2020). *Analisis Spiroid Winglet Pada Pesawat Subsonic Dengan Variasi Sudut Serang Terhadap Konsumsi Bahan Bakar Menggunakan Metode Computational Fluid Dynamics*. (Skripsi, Universitas Trisakti, 2020). Diambil dari <https://trijurnal.lemlit.trisakti.ac.id/>
- [12] T. Nurcahyadi. (2008). *Pengaruh Lokasi Ketebalan Maksimum Airfoil Simetris Terhadap Koefisien Angkat Aerodinamisnya*. (Skripsi, Universitas Muhammadiyah Yogyakarta, 2008). Diambil dari <http://journal.umy.ac.id/>