

SIMULASI NUMERIK SAYAP DENGAN *AIRFOIL* NACA 4412 DENGAN VARIASI *SYMMETRY* DAN *ASYMMETRY SWEEP* TERHADAP GAYA ANGGAT DAN GAYA HAMBAT

Adhitya Akbar Waskito

S1 Teknik Mesin, Fakultas Teknik, Universitas Negeri Surabaya
Email: adhitya.18005@mhs.unesa.ac.id

A. Grummy Wailanduw

Jurusan Teknik Mesin, Fakultas Teknik, Universitas Negeri Surabaya
Email: grummywailanduw@unesa.ac.id

Abstrak

Sayap merupakan komponen terpenting dari sebuah pesawat terbang maupun pesawat tanpa awak, ketika sebuah benda dengan berbagai bentuk dikenai fluida yang mengalir maka akan menghasilkan gaya angkat dan gaya hambat. Bentuk *airfoil* dari sebuah sayap dapat mempengaruhi performa yang dihasilkan oleh pesawat terbang, di mana dampaknya berada pada kemampuan manuver dari pesawat tersebut. Dengan pemberian *sweep angle* maka akan mengubah *airfoil* menjadi lebih besar atau menjadi lebih kecil sesuai desain yang ditentukan, sehingga berdampak pada kemampuan manuver pesawat. Tujuan dari penelitian ini adalah untuk mengetahui pengaruh variasi *leading edge sweep angle* 0° ; $11,10^\circ$; dan $21,42^\circ$ terhadap nilai gaya angkat, gaya hambat, *coefficient of pressure*, dan karakteristik aliran pada sayap dengan *airfoil* NACA 4412. Penelitian ini menggunakan pendekatan secara simulasi, dengan objek yang diteliti adalah sayap dengan *airfoil* NACA 4412. Pada teknik pengumpulan data, perangkat lunak yang berperan sebagai instrumen penelitian adalah *software* simulasi numerik *Computational Fluid Dynamics (CFD)*. *Mesh* yang digunakan adalah *poly-hexcore*, namun pada bagian dekat bodi diberikan perlakuan *inflation layer* dengan *mesh* persegi empat. Data hasil yang di analisis adalah *velocity contour*, *pressure contour*, gaya angkat (F_L), gaya hambat (F_D), dan *coefficient of pressure* (C_p). Dari hasil simulasi dapat diketahui bahwa dengan melakukan variasi *sweep angle* dapat mempengaruhi karakteristik aliran pada sayap. Semakin besar sudut *sweep angle* maka akan meningkatkan gaya angkat dan gaya hambat, dan mengakibatkan nilai C_p pada *trailing edge* sayap meningkat yang menyebabkan persebaran nilai *pressure* pada *lower surface* sayap meningkat. Dengan pertimbangan data-data yang diperoleh, diketahui bahwa F_L/F_D terbesar adalah pada *sweep angle* 0° , maka *sweep angle* 0° pada *airfoil* NACA 4412 dipilih sebagai varian terbaik.

Kata Kunci: Gaya Angkat, Gaya Hambat, *Sweep Angle*, NACA 4412.

Abstract

Wings are the most important component of an airplane or unmanned aerial vehicle, when an object of various shapes is subjected to a flowing fluid, it will produce lift and drag. The airfoil of a wing can affect the performance that produced by the aircraft, which is in the form of maneuverability of the aircraft. By offering a sweep angle, it will change the airfoil to be larger or smaller according to the design, thus having an impact on the maneuverability of the aircraft. The purpose of this study was to determine the effect of variations in leading edge sweep angle 0° ; $11,10^\circ$; and $21,42^\circ$ to the value of lift, drag, pressure coefficient, and flow characteristic on the wing with NACA 4412 airfoil. This study use a simulation approach, with the object being studied is a wing with NACA 4412 airfoil. In the data collection technique, the software that act as the research instrument is Computational Fluid Dynamic (CFD) numerical simulation software. The mesh that used is poly-hexcore, but near the body is treated with inflation layer with quadrilateral mesh. The result data that is analyzed are contour velocity, pressure contour, lift (F_L), drag (F_D), and pressure coefficient (C_p). From the simulation results, it can be seen that varying the sweep angle, it can affect the flow characteristic on the wing. The greater the sweep angle, the higher the lift and drag force, and the resulting C_p value on the trailing edge increase which causes the pressure distribution on the lower surface of the wing increase. Considering the data that are obtained, it is known that the largest F_L/F_D is at sweep angle 0° , then sweep angle 0° on NACA 4412 airfoil is chosen as the best variant.

Keywords: Lift, Drag, Sweep angle, NACA 4412

PENDAHULUAN

Menurut Raymer (1992) komponen terpenting dalam sebuah pesawat terbang yaitu sayap. Disampaikan oleh Munson (2013), ketika sebuah benda dengan berbagai berbentuk dikenai fluida yang mengalir maka akan menghasilkan gaya angkat dan gaya hambat, sehingga apabila sayap dikenai aliran fluida maka akan menghasilkan gaya angkat dan gaya hambat.

Menurut Sreelakshmi and Jagadeeswar (2018) dan Shofiyanti (2011), *Unmanned Aerial Vehicle (UAV)* atau pesawat tanpa awak merupakan sebuah piranti terbang yang memiliki kemampuan untuk dapat mengambil, dan

memberikan data dengan tujuan tertentu tanpa adanya pilot di dalam *UAV*, *UAV* dapat dioperasikan dari jarak jauh dikarenakan memiliki sistem kendali jarak jauh, hal tersebut membuat penggunaan *UAV* sangat efektif untuk kegiatan pemantauan maupun pengawasan dari sektor udara. Selain itu penggunaan *UAV* juga dapat menjadi alat bantu non militer seperti penyemprotan disinfektan hama dalam lingkup pertanian (Santoso dan Hariyanto, 2017).

Disampaikan oleh Bertin and Cummings (1998) apabila sayap dipotong secara melintang maka akan terbentuk geometri 2 dimensi yang disebut *airfoil*. Dalam pengembangannya terdapat banyak sekali jenis *airfoil*

salah satunya yaitu *airfoil* NACA, jenis *airfoil* tersebut dikembangkan oleh lembaga yang bernama *National Advisory Committee for Aeronautics* (NACA) (Erlangga, 2017).

Gaya Angkat dan gaya hambat dipengaruhi oleh beberapa parameter seperti koefisien gaya angkat, densitas, kecepatan aliran fluida, dan luas permukaan, diketahui bahwa penentuan luas permukaan dalam perhitungan gaya angkat dan gaya hambat merupakan proyeksi dari sayap tersebut ke bagian atas sayap, sehingga luas permukaan yang diambil merupakan bentuk yang merepresentasikan bentuk sayap secara keseluruhan (Anderson, 1999).

Selain itu terdapat juga *induced drag* yang muncul akibat perpindahan tekanan aliran udara tinggi ke bagian yang bertekanan udara rendah, dengan terjadinya hal tersebut maka gaya angkat yang dimiliki oleh pesawat terbang akan berkurang dan kinerja dari pesawat tidak maksimal. Saat pesawat mulai mengudara pada bagian dari ujung sayap (*wing tip*) akan terjadi proses perpindahan tekanan, sehingga semakin panjang ukuran *wing tip* maka akan mempengaruhi nilai *induced drag* yang diperoleh akibat peristiwa perpindahan tekanan (Raymer, 1992).

Bentuk *airfoil* dari sebuah sayap dapat mempengaruhi performa yang dihasilkan oleh pesawat terbang, di mana tentunya akan sangat berdampak pada bagaimana pesawat tersebut melakukan manuver (Raymer, 1992).

Disampaikan oleh Sadraey (2013), *sweep angle* dapat meningkatkan performa aerodinamika sayap seperti *lift*, *drag*, dan *pitching moment* pada kecepatan transonik, supersonik dan hipersonik. Konfigurasi sayap dengan pemberian *sweep angle* tentunya akan mengubah *airfoil* menjadi lebih besar atau menjadi lebih kecil sesuai desain yang ditentukan, sehingga berdampak pada kemampuan manuver pesawat yang secara tidak langsung akan mempengaruhi konsumsi energi yang digunakan oleh pesawat tersebut.

Bramantya dkk. (2017) melakukan penelitian dengan pendekatan simulasi mengenai pengaruh sudut *sweep* dan sudut *incidence* pada pesawat tanpa awak. Variasi sudut *sweep* yang digunakan adalah 0° , 10° , 15° dan sudut *incidence* yang digunakan adalah 0° , 1° , 2° . Dari penelitian yang dilakukan nilai C_L/C_D tertinggi berada pada kondisi sudut *sweep* 0° dengan sudut *incidence* 2° .

Dengan penggunaan energi yang tidak efisien maka akan mengakibatkan kerugian dalam penggunaan energi yang akan berdampak pada ketidakmampuan dalam melakukan penghematan energi (IESR, 2018). Dengan mempertimbangkan data dari Dewan Energi Nasional (DEN) (2019) bahwa perkembangan energi baru terbarukan di Indonesia pada tahun 2025 paling sedikit yaitu sekitar 23%. Oleh karena itu untuk dapat efisien menggunakan energi maka hal-hal yang dapat menyebabkan kerugian energi perlu dihindari.

Sehingga karena permasalahan tersebut maka identifikasi mengenai variasi *sweep angle* perlu diperhatikan, oleh karena itu perlu dilakukan kajian mengenai variasi *sweep angle* pada sayap dengan *airfoil* NACA 4412, di mana hal tersebut tentunya akan

mempengaruhi nilai gaya angkat, gaya hambat, *coefficient of pressure* dan karakteristik aliran fluida.

Tujuan dari penelitian ini adalah mengetahui pengaruh variasi *sweep angle* terhadap nilai gaya angkat, gaya hambat, *coefficient of pressure* dan karakteristik aliran yang terjadi pada sayap dengan *airfoil* NACA 4412.

METODE

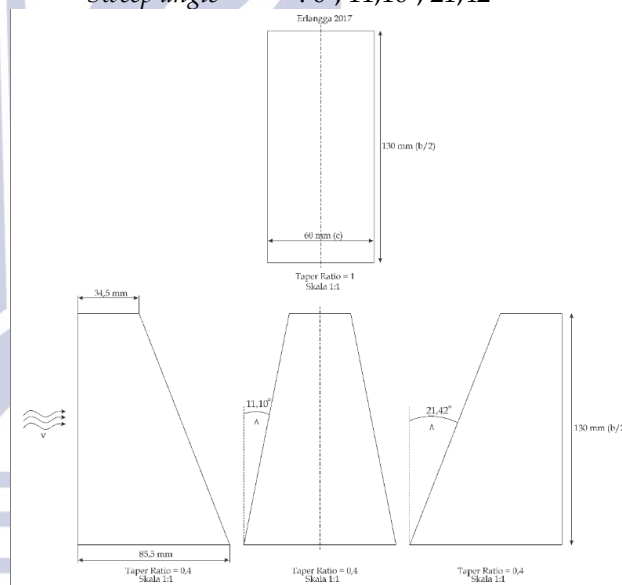
Jenis Penelitian

Penelitian untuk mengetahui pengaruh variasi *sweep angle* terhadap F_L , F_D , C_p , dan karakteristik aliran dilakukan menggunakan pendekatan simulasi, dengan menggunakan perangkat lunak simulasi numerik *Computational Fluid Dynamics* (CFD).

Objek Penelitian

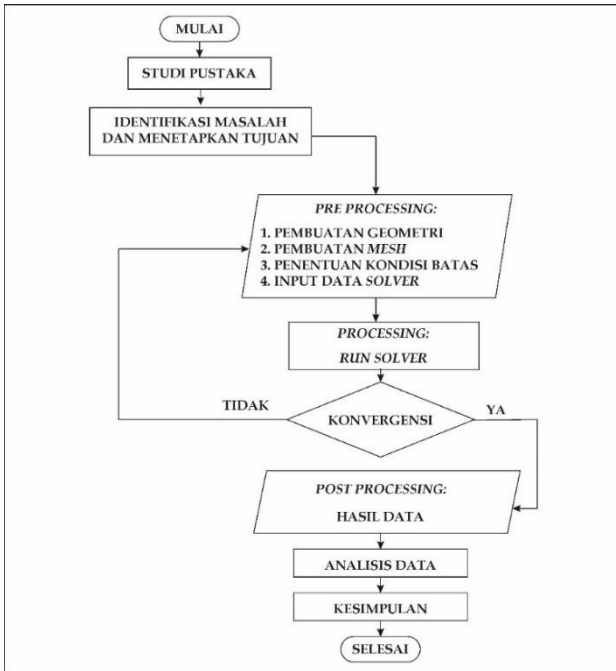
Objek penelitian yang digunakan adalah sayap dengan *airfoil* NACA 4412 dengan rincian sebagai berikut:

Jenis <i>airfoil</i>	: NACA 4412
<i>Wing span</i> (b)	: 260 mm
<i>Chord root</i>	: 85,5 mm
<i>Chord tip</i>	: 34,5 mm
MAC	: 63,51 mm
<i>Sweep angle</i>	: 0° ; $11,10^\circ$; $21,42^\circ$



Gambar 1. Objek penelitian

Flowchart Penelitian



Gambar 2. Flowchart penelitian

Variabel Penelitian

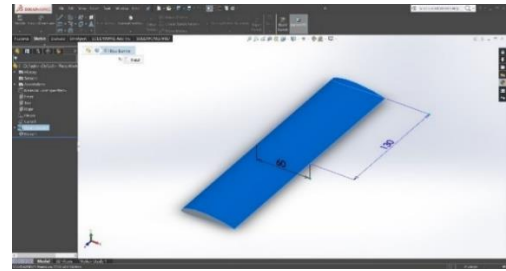
- Variabel Bebas
Variasi *leading edge sweep angle* yang digunakan adalah 0°; 11,10°; 21,42°
- Variabel Terikat
Coefficient of Lift (C_L), *Coefficient of Drag* (C_D), *Coefficient of Pressure* (C_p), Kontur kecepatan, Kontur tekanan
- Variabel Kontrol
 - ❖ *Reynold Number* yang digunakan adalah $1,87 \times 10^4$; 1×10^5 dan $2,58 \times 10^5$
 - ❖ Sudut serang yang digunakan adalah 18°
 - ❖ *Taper ratio* yang digunakan adalah 0,4
 - ❖ *Chord root* dan *chord tip* masing-masing adalah 85,5 mm dan 34,5 mm
 - ❖ Nilai densitas yang digunakan adalah $1,1515 \frac{kg}{m^3}$ pada temperatur 283,9 K

Teknik Pengumpulan Data

Tahap Pre-Processing

Tahap awal pada simulasi numerik komputasi fluida dinamik yaitu tahap *pre-processing*, pada tahap ini dilakukan pembuatan geometri, pembuatan domain fluida, pembuatan *mesh*, dan penentuan *solver*.

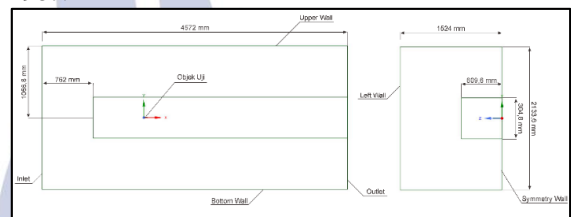
- Pembuatan Geometri
Pembuatan geometri dari sayap dengan *airfoil* NACA 4412 yang mengacu pada penelitian Erlangga tahun 2017 menggunakan *software* *Solidworks*. Kemudian *file* sayap tersebut di simpan dalam bentuk *STEP*.



Gambar 3. Pembuatan Geometri

• Pembuatan Domain Fluida

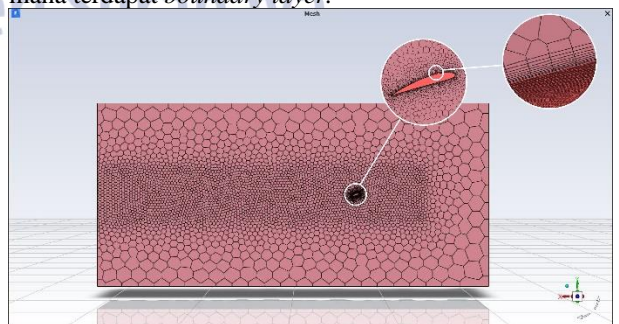
Pembuatan domain fluida menggunakan perangkat desain geometri yang merupakan salah satu komponen dari perangkat lunak simulasi numerik CFD yang digunakan, dengan awalan yaitu melakukan *import file* *STEP* dari *Solidworks*. Kemudian bentuk dari *wind tunnel* sebagai representasi tempat fluida mengalir dibuat. Ukuran *wind tunnel* mengacu pada penelitian Wadcock tahun 1987.



Gambar 4. Proses pembuatan domain fluida

• Pembuatan Mesh

Pada proses pembuatan *mesh* dilakukan pada *Ansys Fluent with Meshing*. Tipe *mesh* yang dipakai adalah *poly-hexcore*, tipe ini dikembangkan oleh *Ansys* dengan nama *Mosaic Meshing* yang mana merupakan campuran tipe *mesh polyhedrons* dan *hexahedrons*, yang dapat secara otomatis melakukan kombinasi kedua jenis *mesh* tersebut. Dalam jumlah *mesh* dan juga waktu penyelesaian, tipe *mesh* ini paling menghemat daripada tipe *hexcore* dengan hasil yang tidak jauh berbeda (Zore et al, 2019). Pada *mesh* dekat sayap diberikan perlakuan *inflation layer* dengan *mesh* persegi empat untuk dapat menangkap dengan baik fenomena yang terjadi pada *viscous sub-layer*, di mana terdapat *boundary layer*.



Gambar 5. Hasil meshing

• Penentuan Solver

Penentuan *solver* mencakup beberapa parameter seperti *solver* (2D atau 3D), *viscous model* yang

digunakan, *setting* pada *boundary condition* seperti *inlet* dan *outlet*. Pada penelitian ini digunakan *solver* 3D dan pengaturan pada *inlet* adalah *velocity inlet* dan untuk *outlet* adalah *outflow*, serta untuk *wall* digunakan pengaturan *wall (no slip condition)*.

Tahap Processing

Pada tahap ini semua kondisi yang telah diatur sebelumnya akan dilakukan perhitungan. Pada tahap iterasi diharapkan tercapai nilai yang konvergen. Nilai untuk batas konvergensi berada pada rentang 0,001 dan 0,01, apabila nilai lebih kecil dari rentang tersebut maka perhitungan dihentikan (Querin *et al*, 2017). Apabila konvergensi telah tercapai maka dapat dilanjutkan ke *post processing*.

Tahap Post-Processing

Pada tahap ini hasil dari perhitungan yang telah dilakukan dapat ditampilkan secara kuantitatif ataupun kualitatif. Data kuantitatif dapat berupa nilai koefisien gaya angkat, gaya hambat, tekanan, dan data kualitatif dapat berupa tampilan gambar kontur tekanan dan kecepatan.

HASIL DAN PEMBAHASAN

Validasi Model Turbulensi

Dalam penentuan model turbulensi, diawali dengan melakukan validasi masing-masing nilai model turbulensi dengan data eksperimen milik Erlangga tahun 2017 pada kondisi sudut serang 18° dengan *Reynold Number* $1,87 \times 10^4$.

Tabel 1. Presentase nilai *error* masing-masing model turbulensi dengan data eksperimen

No.	Model	Nilai C_D	Error (%)
1	Eksperimen	0,3110	0
2	K-Epsilon Standart	0,2822	9,26
3	K-Epsilon Realizable	0,2514	19,16
4	K-Epsilon RNG	0,2500	19,61
5	K-Omega Standart	0,2389	23,18
6	K-Omega SST	0,2295	26,21
7	Spalart Allmaras	0,2284	26,56
8	RSM	0,2331	25,05

Setelah dilakukan pengolahan data, diperoleh hasil bahwa K-ε (Epsilon) Standard memiliki *error* terkecil terhadap data eksperimen, oleh karena itu dalam penelitian ini akan digunakan model turbulensi K-ε Standard.

Grid Independence Test

Tabel 2. Hasil *grid independence test*

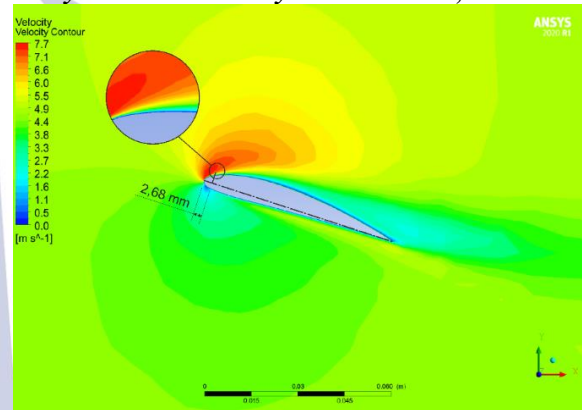
No.	Jumlah Nodes	Nilai C_D	Eksperimen	Error (%)
1	564026	0,2858	0,311	8,10
2	564151	0,2861		8,01
3	567817	0,2822		9,26
4	575091	0,2593		16,62

Setelah dilakukan penentuan model turbulensi maka dilakukan *grid independence test* untuk mencari nilai yang mendekati data eksperimen dari sekian banyak *meshing* yang digunakan. Dari tabel hasil *grid independence test*, nilai *error* C_D diketahui paling sedikit berada pada jumlah *nodes* 564151, saat *nodes* berkurang dapat dilihat bahwa *error* semakin besar, dan saat *nodes* bertambah dapat dilihat *error* membesar. Data yang digunakan untuk memperoleh *nodes* 564151 adalah sebagai berikut

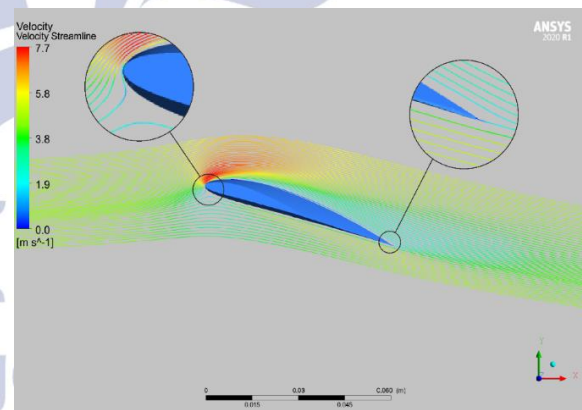
- Face size* : 0,00031 m
- Body of Influence* : 0,3 m
- Generate Surface Mesh* : 0,00031m(Minimum)
0,65 m (Maximum)
- Transition Ratio* : 0,895

Hasil Penelitian

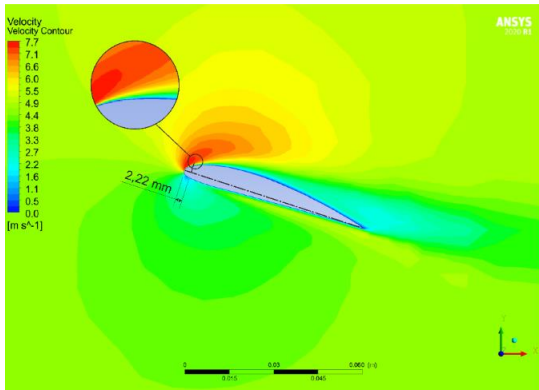
Velocity Contour Pada Reynold Number $1,87 \times 10^4$



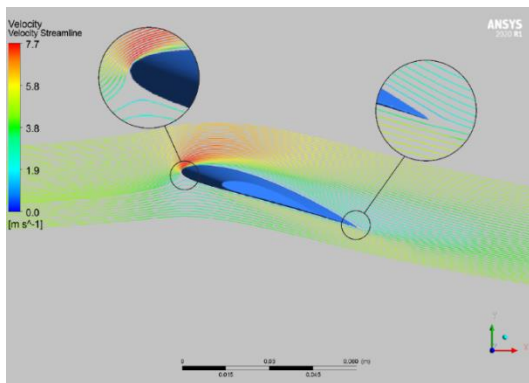
Gambar 6. *Velocity contour* pada sayap dengan *sweep angle* 0° pada $Re 1,87 \times 10^4$



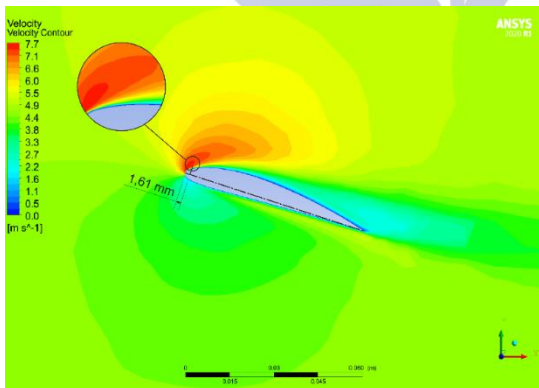
Gambar 7 *Velocity streamline* pada sayap dengan *sweep angle* 0° pada $Re 1,87 \times 10^4$



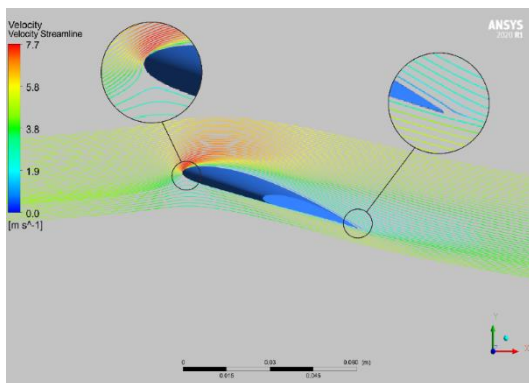
Gambar 8. *Velocity contour* pada sayap dengan *sweep angle* 11,10° pada $Re\ 1,87 \times 10^4$



Gambar 9. *Velocity streamline* pada sayap dengan *sweep angle* 11,10° pada $Re\ 1,87 \times 10^4$



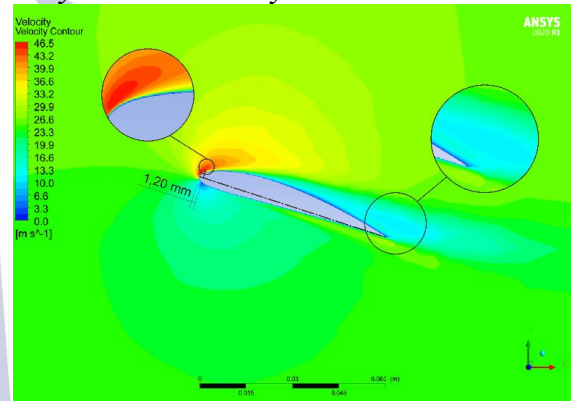
Gambar 10. *Velocity contour* pada sayap dengan *sweep angle* 21,42° pada $Re\ 1,87 \times 10^4$



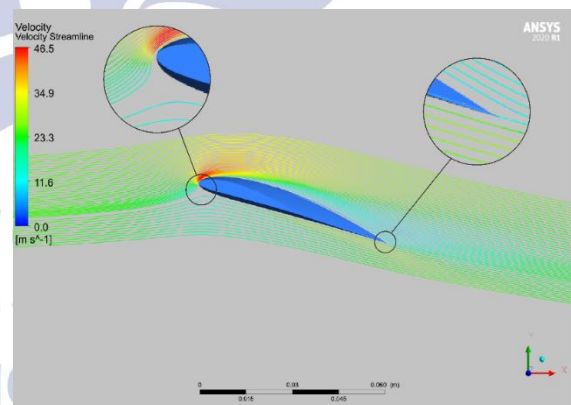
Gambar 11. *Velocity streamline* pada sayap dengan *sweep angle* 21,42° pada $Re\ 1,87 \times 10^4$

Dari gambar 6 hingga 11 dapat diketahui bahwa *sweep angle* memiliki pengaruh terhadap titik kecepatan maksimum dan tekanan minimum, serta dengan memperbesar *sweep angle* maka dapat memperbesar ukuran kontur kecepatan rendah di bagian *lower surface* sayap, dan dapat disimpulkan bahwa titik kecepatan maksimum dan tekanan minimum pada variasi *sweep angle* 0° tertunda daripada variasi lainnya. Diketahui bahwa apabila posisi kecepatan maksimum dan tekanan minimum semakin dekat dengan *leading edge* maka akan membentuk daerah berwarna biru muda (*wake region*) di sisi belakang sayap yang semakin besar, yang mana tentunya akan mengarah pada terbentuknya gaya hambat yang semakin besar.

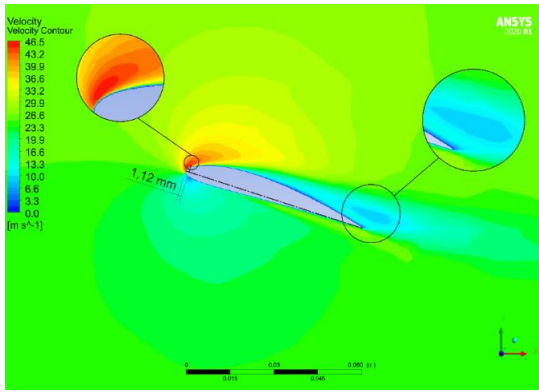
Velocity Contour Pada Reynold Number 1×10^5



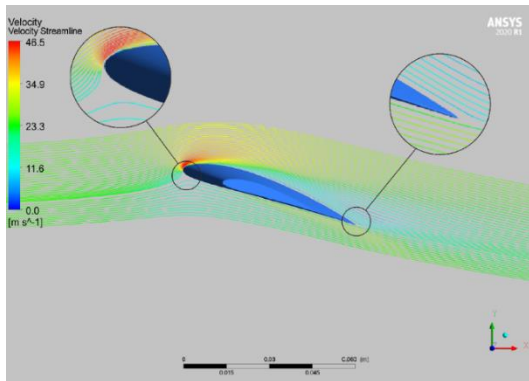
Gambar 12. *Velocity contour* pada sayap dengan *sweep angle* 0° pada $Re\ 1 \times 10^5$



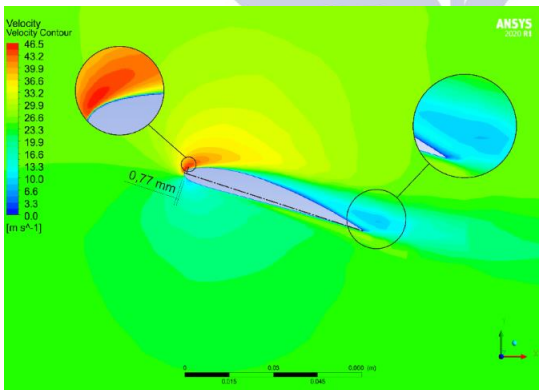
Gambar 13. *Velocity streamline* pada sayap dengan *sweep angle* 0° pada $Re\ 1 \times 10^5$



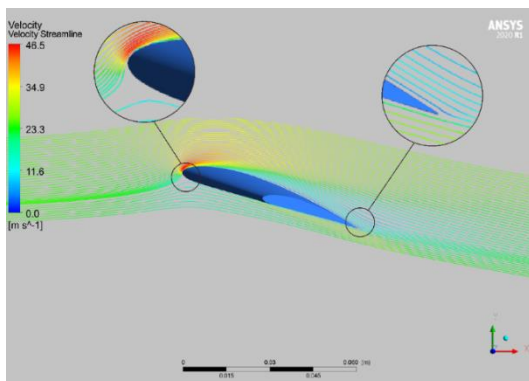
Gambar 14. Velocity contour pada sayap dengan sweep angle 11,10° pada $Re\ 1 \times 10^5$



Gambar 15. Velocity streamline pada sayap dengan sweep angle 11,10° pada $Re\ 1 \times 10^5$



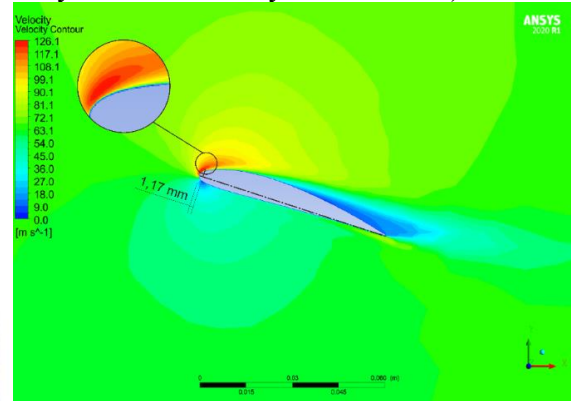
Gambar 16. Velocity contour pada sayap dengan sweep angle 21,42° pada $Re\ 1 \times 10^5$



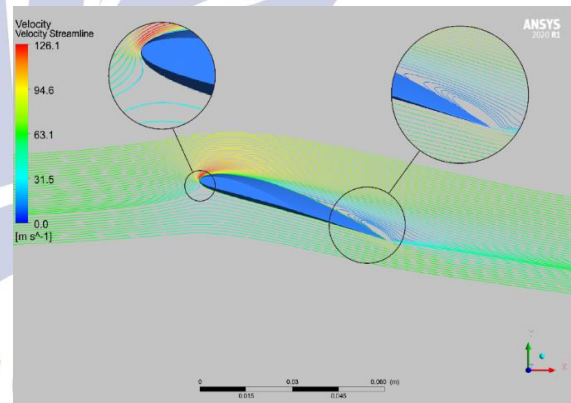
Gambar 17. Velocity streamline pada sayap dengan sweep angle 21,42° pada $Re\ 1 \times 10^5$

Dari gambar 12 hingga 17 dapat diketahui bahwa *sweep angle* memiliki pengaruh terhadap titik kecepatan maksimum dan tekanan minimum, serta dengan memperbesar *sweep angle* maka dapat memperbesar ukuran kontur kecepatan rendah di bagian *lower surface* sayap, dan dapat disimpulkan bahwa titik kecepatan maksimum dan tekanan minimum pada variasi *sweep angle* 0° tertunda daripada variasi lainnya.

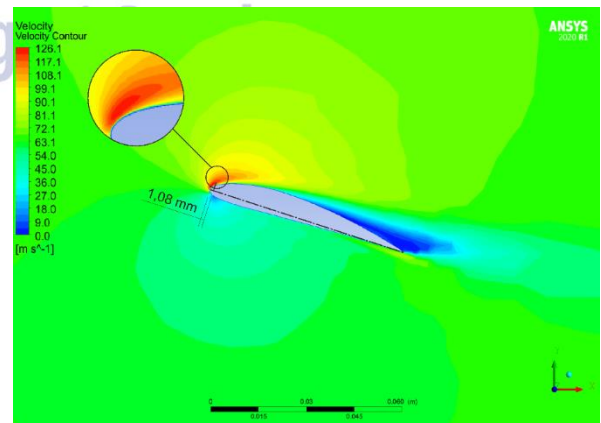
Velocity Contour Pada Reynold Number $2,58 \times 10^5$



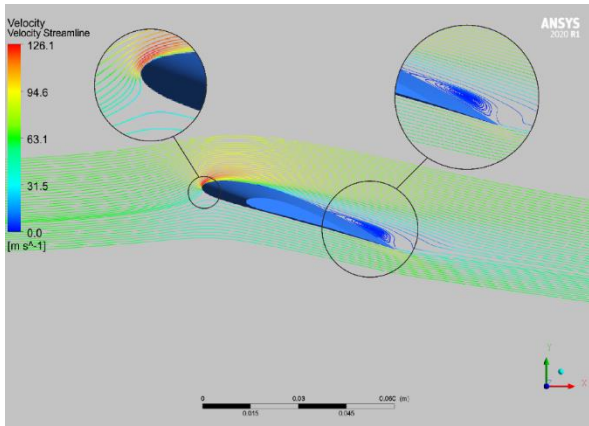
Gambar 18. Velocity contour pada sayap dengan sweep angle 0° pada $Re\ 2,58 \times 10^5$



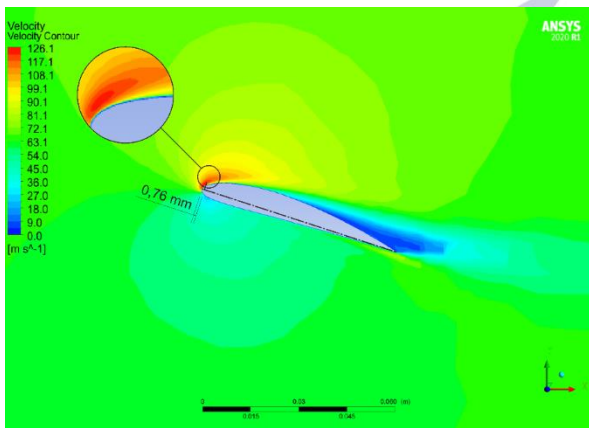
Gambar 19. Velocity streamline pada sayap dengan sweep angle 0° pada $Re\ 2,58 \times 10^5$



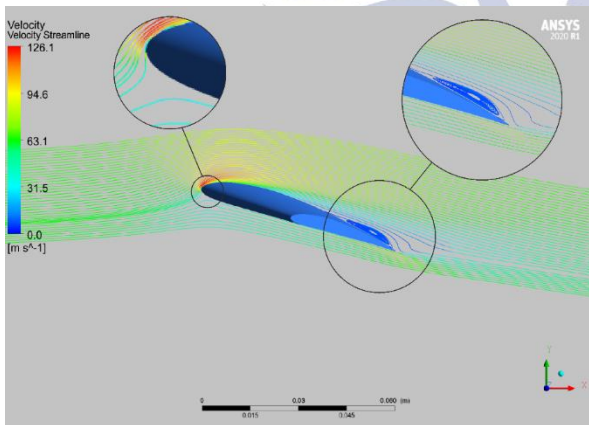
Gambar 20. Velocity contour pada sayap dengan sweep angle 11,10° pada $Re\ 2,58 \times 10^5$



Gambar 21. Velocity streamline pada sayap dengan sweep angle 11,10° pada $Re\ 2,58 \times 10^5$



Gambar 22. Velocity contour pada sayap dengan sweep angle 21,42° pada $Re\ 2,58 \times 10^5$

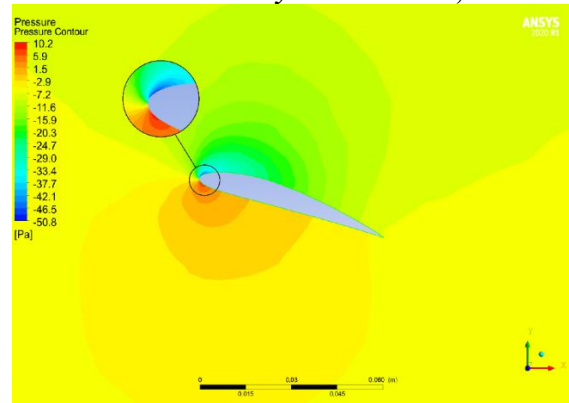


Gambar 23. Velocity streamline pada sayap dengan sweep angle 21,42° pada $Re\ 2,58 \times 10^5$

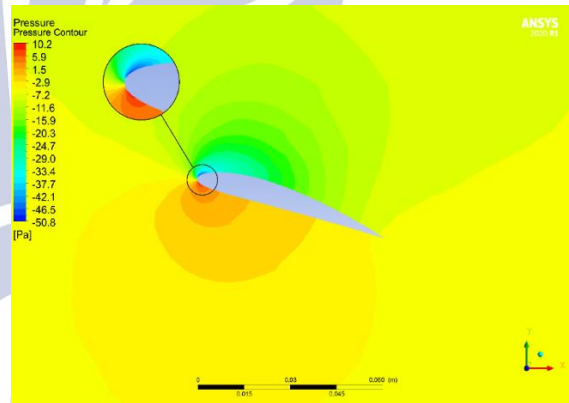
Dari gambar 18 hingga 23 serta pembahasan pada paragraf-paragraf di atas dapat diketahui bahwa sweep angle memiliki pengaruh terhadap titik kecepatan maksimum dan tekanan minimum, serta dengan memperbesar sweep angle maka dapat memperbesar ukuran kontur kecepatan rendah di bagian lower surface sayap, dan dapat disimpulkan bahwa titik kecepatan maksimum dan tekanan minimum pada variasi sweep angle 0° tertunda daripada variasi lainnya, serta diketahui bahwa dengan semakin meningkatnya nilai sweep angle

dapat menyebabkan peningkatan wake region yang berada pada bagian trailing edge seperti ditampilkan pada gambar 19 dan 23. Dengan demikian berdasarkan velocity contour dapat diketahui bahwa sweep angle 0° menunjukkan titik kecepatan maksimum dan tekanan minimum yang tertunda daripada variasi 11,10° dan 21,42°, sehingga hal ini tentunya mengakibatkan nilai gaya hambat (F_D) yang terbentuk lebih rendah daripada dua konfigurasi sayap lainnya.

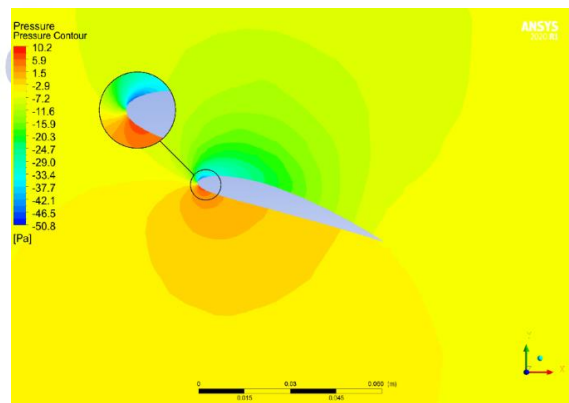
Pressure Contour Pada Reynold Number $1,87 \times 10^4$



Gambar 24. Pressure contour pada sayap dengan sweep angle 0° pada $Re\ 1,87 \times 10^4$



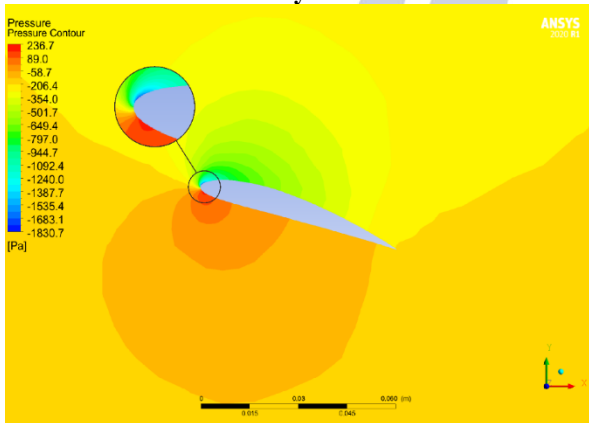
Gambar 25. Pressure contour pada sayap dengan sweep angle 11,10° pada $Re\ 1,87 \times 10^4$



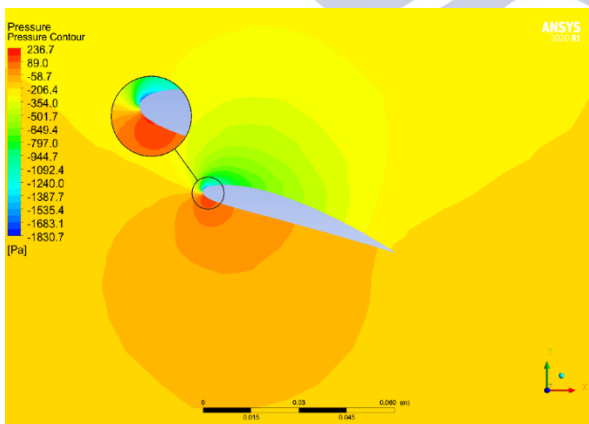
Gambar 26. Pressure contour pada sayap dengan sweep angle 21,42° pada $Re\ 1,87 \times 10^4$

Pada *sweep angle* 0° diketahui bahwa sebaran kontur tekanan yang berada pada bagian *lower surface* yang memiliki kisaran nilai $-2,9$ Pa tidak sampai ke ujung *trailing edge*, dan untuk *sweep angle* $11,10^\circ$ sebaran kontur tekanan pada nilai rentang tersebut hampir mencapai *trailing edge*, sedangkan pada *sweep angle* $21,42^\circ$ sebaran kontur tekanan dengan nilai $-2,9$ Pa tersebut tersebar hingga ujung *trailing edge*. Pada bagian *upper surface* *sweep angle* 0° dan $11,10^\circ$ sebaran kontur tekanan yang memiliki kisar nilai $-7,2$ Pa hingga $-11,6$ Pa memiliki luasan hampir sama, sedangkan untuk *sweep angle* $21,42^\circ$ sebarannya mengecil. Berdasarkan pembahasan tersebut dapat disimpulkan bahwa pemberian variasi *sweep angle* memiliki pengaruh terhadap persebaran tekanan yang ada pada *lower surface* dan *upper surface*, dan diketahui bahwa gaya angkat terendah dihasilkan oleh *sweep angle* dengan varian 0° dan gaya angkat tertinggi dihasilkan oleh *sweep angle* $21,42^\circ$.

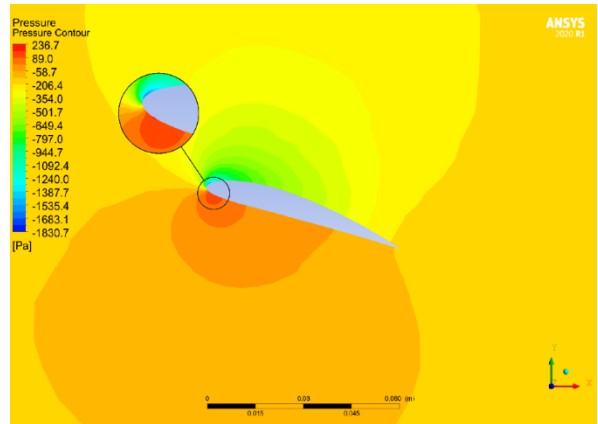
Pressure Contour Pada Reynold Number 1×10^5



Gambar 27. *Pressure contour* pada sayap dengan *sweep angle* 0° pada $Re\ 1 \times 10^5$



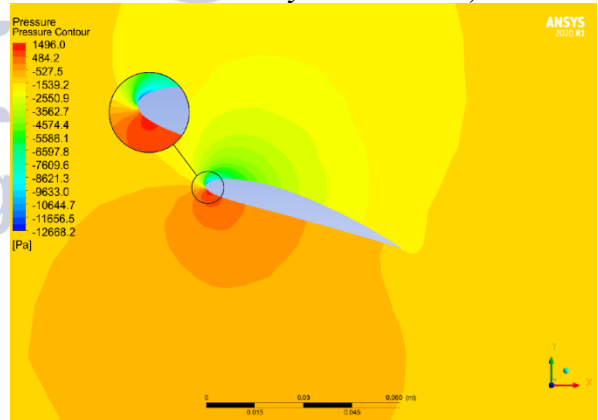
Gambar 28. *Pressure contour* pada sayap dengan *sweep angle* $11,10^\circ$ pada $Re\ 1 \times 10^5$



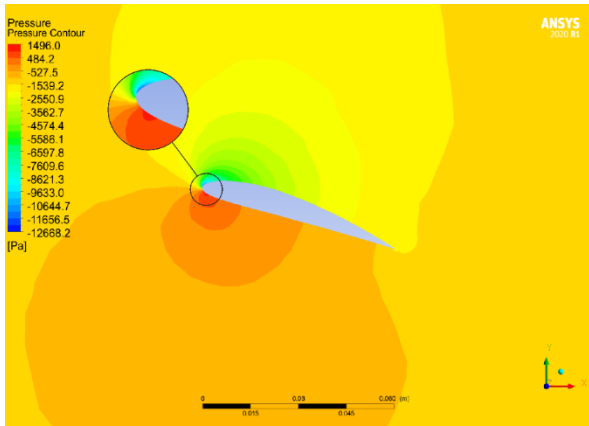
Gambar 29. *Pressure contour* pada sayap dengan *sweep angle* $21,42^\circ$ pada $Re\ 1 \times 10^5$

Pada *sweep angle* 0° ditunjukkan bahwa sebaran kontur tekanan yang berada pada bagian *lower surface* yang memiliki kisaran nilai $-58,7$ Pa tidak mencapai ujung *trailing edge*, dan untuk *sweep angle* $11,10^\circ$ sebaran kontur tekanan pada nilai tersebut hampir mencapai *trailing edge*, dan pada *sweep angle* $21,42^\circ$ sebaran kontur tekanan pada nilai rentang tersebut tersebar hingga ujung *trailing edge*. Pada bagian *upper surface* untuk *sweep angle* 0° dan $11,10^\circ$ sebaran kontur tekanan yang memiliki kisar nilai -354 Pa memiliki luasan yang hampir sama, dan untuk *sweep angle* $21,42^\circ$ sebaran kontur tekanan pada rentang nilai tersebut merupakan yang terkecil luasannya. Berdasarkan penjelasan tersebut dapat disimpulkan bahwa pemberian variasi pada *sweep angle* memiliki pengaruh terhadap persebaran tekanan pada bagian *lower surface* dan *upper surface*, dan diketahui bahwa gaya angkat terendah dihasilkan oleh *sweep angle* 0° serta gaya angkat tertinggi dihasilkan oleh *sweep angle* $21,42^\circ$ dikarenakan sebaran kontur tekanan pada nilai $-58,7$ Pa yang lebih besar daripada variasi *sweep angle* lainnya.

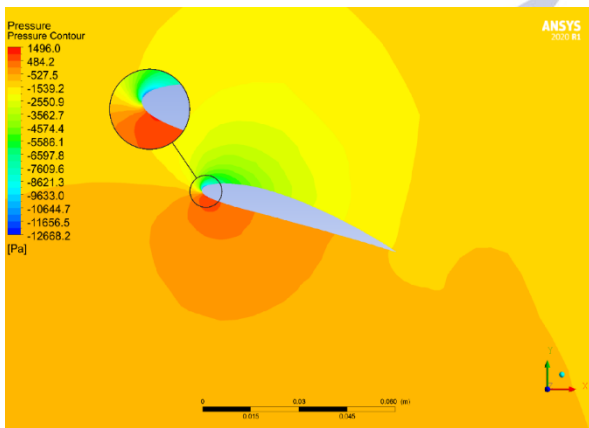
Pressure Contour Pada Reynold Number $2,58 \times 10^5$



Gambar 30. *Pressure contour* pada sayap dengan *sweep angle* 0° pada $Re\ 2,58 \times 10^5$



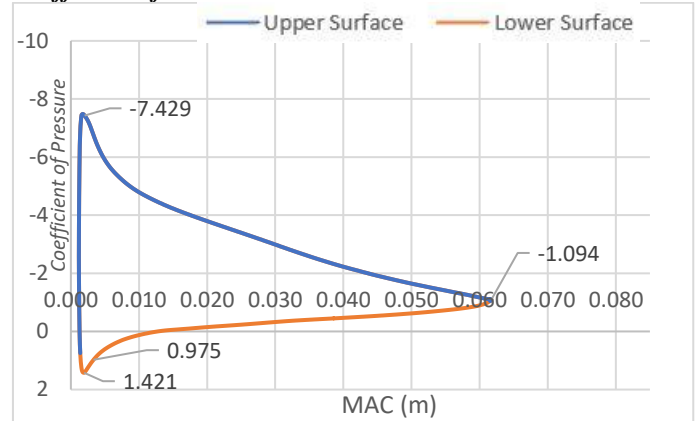
Gambar 31. Pressure contour pada sayap dengan sweep angle 11,10° pada $Re\ 2,58 \times 10^5$



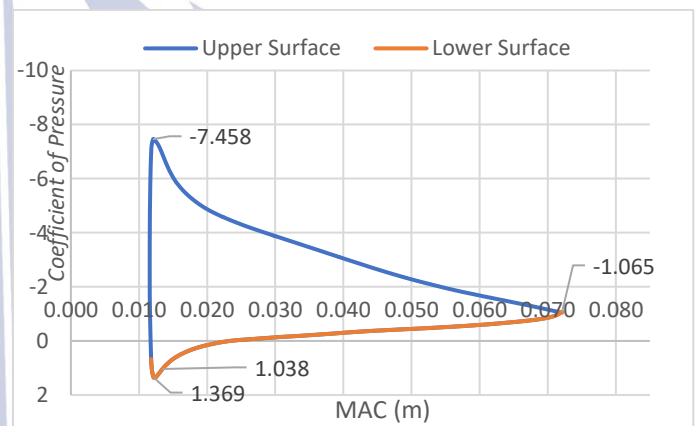
Gambar 32. Pressure contour pada sayap dengan sweep angle 21,42° pada $Re\ 2,58 \times 10^5$

Pada varian sweep angle 0° diketahui bahwa sebaran kontur tekanan yang berada pada bagian lower surface yang memiliki kisaran nilai -527,5 Pa tidak mencapai trailing edge, dan pada sweep angle 11,10° juga terjadi kondisi di mana pada nilai kisaran -527,5 Pa tidak mencapai trailing edge, sedangkan pada sweep angle 21,42° sebaran kontur tekanan pada rentang tersebut tersebar hingga melewati trailing edge. Pada bagian upper surface untuk sweep angle 0° dan 11,10° sebaran kontur tekanan yang memiliki kisaran nilai -2550,9 Pa sampai -1539,2 Pa memiliki luasan yang hampir sama, dan untuk sweep angle 21,42° sebaran kontur tekanan pada rentang nilai tersebut merupakan yang terkecil luasannya. Berdasarkan penjelasan tersebut dapat disimpulkan bahwa pemberian variasi pada sweep angle memiliki pengaruh terhadap persebaran tekanan pada bagian lower surface dan upper surface, dan diketahui bahwa gaya angkat terendah dihasilkan oleh sweep angle 0° serta gaya angkat tertinggi dihasilkan oleh sweep angle 21,42° dikarenakan sebaran kontur tekanan pada nilai -527,5 Pa yang lebih besar daripada variasi sweep angle lainnya

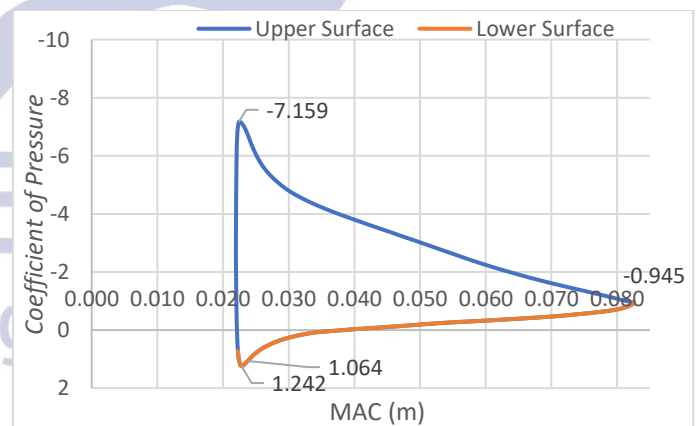
Coefficient of Pressure



Gambar 33. Persebaran tekanan pada sayap dengan sweep angle 0° pada $Re\ 1,87 \times 10^4$



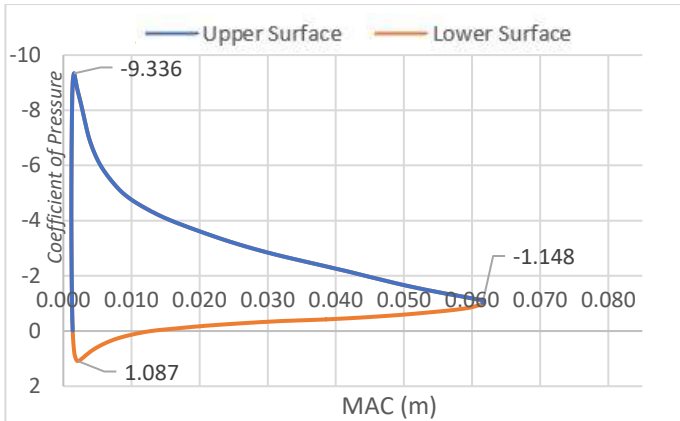
Gambar 34. Persebaran tekanan pada sayap dengan sweep angle 11,10° pada $Re\ 1,87 \times 10^4$



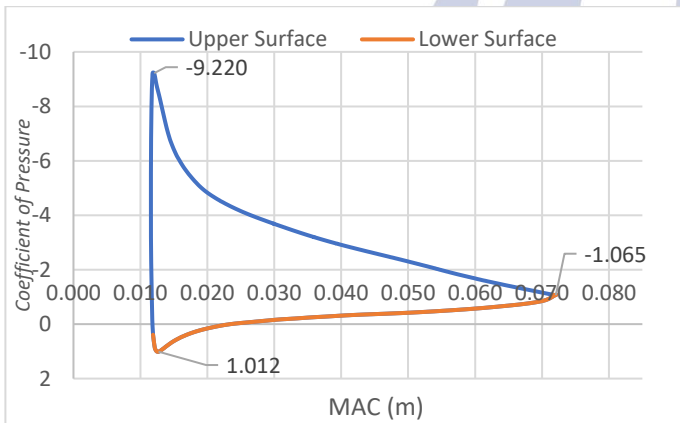
Gambar 35. Persebaran tekanan pada sayap dengan sweep angle 21,42° pada $Re\ 1,87 \times 10^4$

Dari ketiga jenis sayap tersebut pada nilai $Re\ 1,87 \times 10^4$, sayap dengan sweep angle 21,42° merupakan jenis sayap yang memiliki C_p paling tinggi pada trailing edge. Berdasarkan nilai C_p yang berada pada trailing edge dapat diketahui bahwa gaya angkat tertinggi berada pada sweep angle 21,42°. Dengan semakin tinggi nilai C_p pada trailing edge dapat menyebabkan sebaran nilai C_p di bagian lower surface cenderung memiliki nilai positif yang lebih besar,

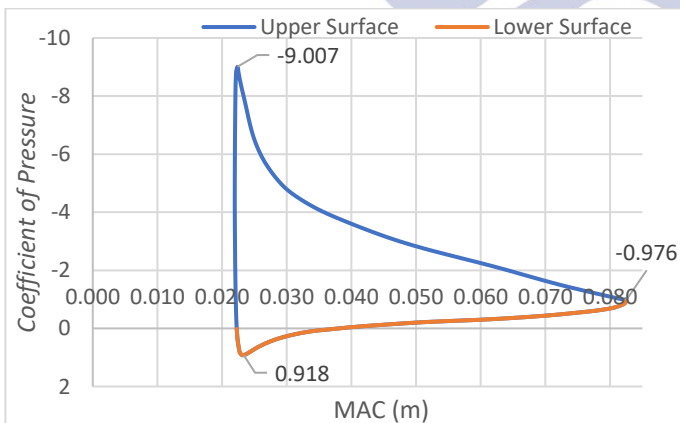
hal ini tentunya dapat mengarah pada semakin besarnya gaya angkat yang terbentuk.



Gambar 36. Persebaran tekanan pada sayap dengan *sweep angle* 0° pada $Re\ 1 \times 10^5$

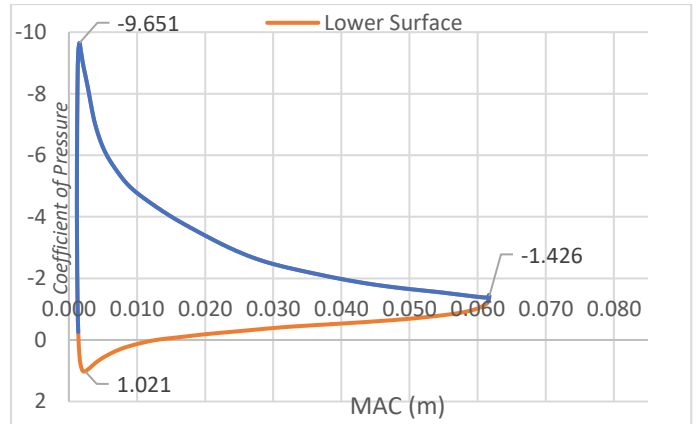


Gambar 37. Persebaran tekanan pada sayap dengan *sweep angle* 11,10° pada $Re\ 1 \times 10^5$

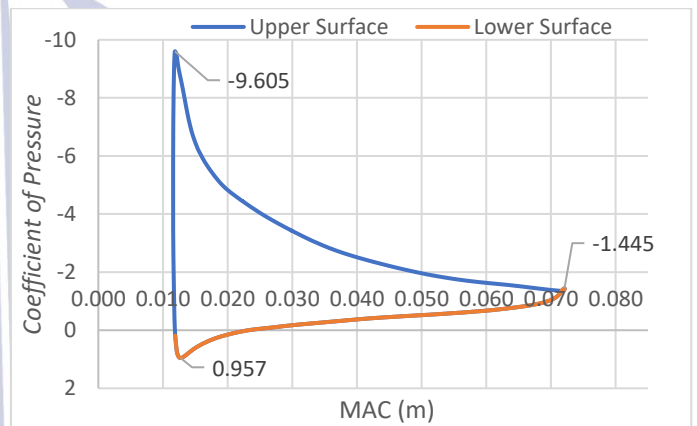


Gambar 38. Persebaran tekanan pada sayap dengan *sweep angle* 21,42° pada $Re\ 1 \times 10^5$

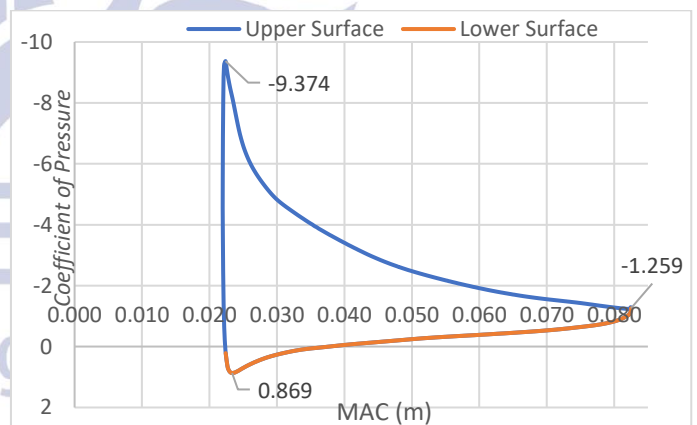
Dari ketiga jenis sayap tersebut pada nilai $Re\ 1 \times 10^5$, sayap dengan *sweep angle* 21,42° merupakan jenis sayap yang memiliki C_p tertinggi pada *trailing edge*. Berdasarkan nilai C_p yang berada pada *trailing edge* dapat diketahui bahwa gaya angkat tertinggi berada pada *sweep angle* 21,42°.



Gambar 39. Persebaran tekanan pada sayap dengan *sweep angle* 0° pada $Re\ 2,58 \times 10^5$



Gambar 40. Persebaran tekanan pada sayap dengan *sweep angle* 11,10° pada $Re\ 2,58 \times 10^5$



Gambar 41. Persebaran tekanan pada sayap dengan *sweep angle* 21,42° pada $Re\ 2,58 \times 10^5$

Dari ketiga jenis sayap tersebut pada nilai $Re\ 2,58 \times 10^5$, sayap dengan *sweep angle* 21,42° merupakan jenis sayap yang memiliki C_p tertinggi pada *trailing edge*. Berdasarkan nilai C_p yang berada pada *trailing edge* dapat diketahui bahwa gaya angkat tertinggi berada pada *sweep angle* 21,42°.

Lift Force, dan Drag Force

Tabel 3. Gaya aerodinamika sayap NACA 4412 pada $Re\ 1,87 \times 10^4$

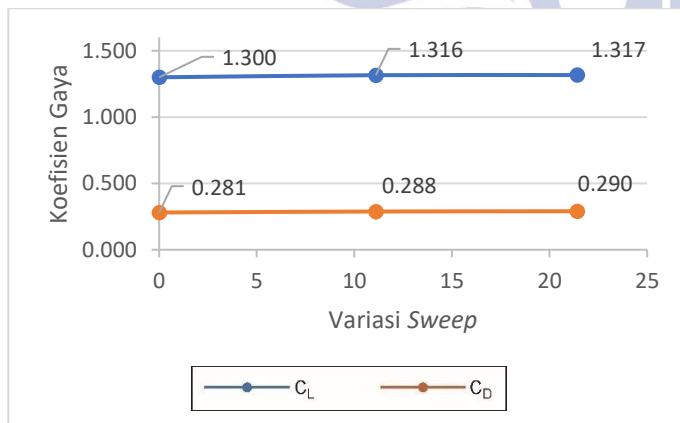
No.	Variasi Sweep Angle	C_L	F_L (N)	C_D	F_D (N)	L/D
1	0	1,300	0,260	0,281	0,0561	4,633
2	11,10	1,316	0,263	0,288	0,0577	4,566
3	21,42	1,317	0,263	0,290	0,0580	4,540

Tabel 4. Gaya aerodinamika sayap NACA 4412 pada $Re\ 1 \times 10^5$

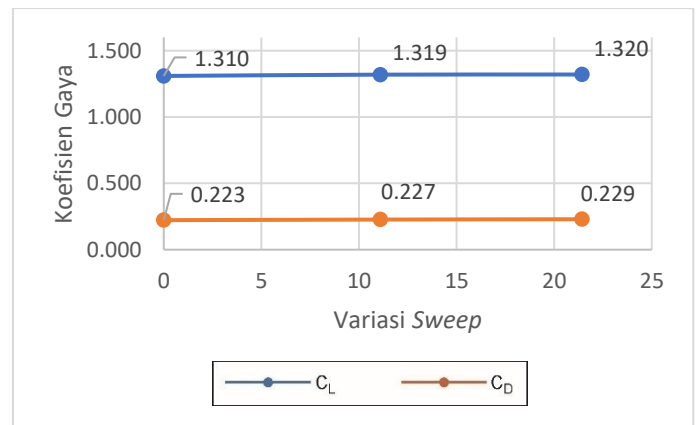
No.	Variasi Sweep Angle	C_L	F_L (N)	C_D	F_D (N)	L/D
1	0	1,310	7,507	0,223	1,276	5,883
2	11,10	1,319	7,562	0,227	1,301	5,811
3	21,42	1,320	7,567	0,229	1,315	5,754

Tabel 5. Gaya aerodinamika sayap NACA 4412 pada $Re\ 2,58 \times 10^5$

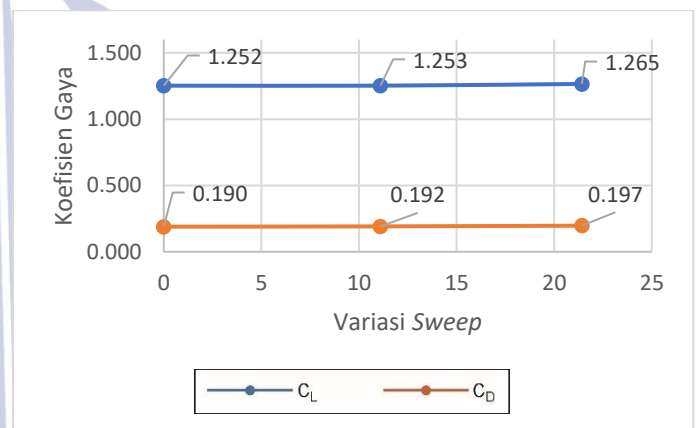
No.	Variasi Sweep Angle	C_L	F_L (N)	C_D	F_D (N)	L/D
1	0	1,252	47,937	0,190	7,256	6,606
2	11,10	1,253	47,942	0,192	7,330	6,540
3	21,42	1,265	48,436	0,197	7,537	6,426



Gambar 42. Perbandingan C_L/C_D terhadap variasi *sweep* pada $Re\ 1,87 \times 10^4$



Gambar 43. Perbandingan C_L/C_D terhadap variasi *sweep* pada $Re\ 1 \times 10^5$



Gambar 4.49 Perbandingan C_L/C_D terhadap variasi *sweep* pada $Re\ 2,58 \times 10^5$

Hasil yang demikian mendukung penelitian Bramantya dkk. (2017) yang mana pada penelitian tersebut diketahui bahwa rasio C_L/C_D tertinggi berada pada *sweep angle* 0° . Dengan pertimbangan data-data di atas, di mana nilai F_L/F_D dan C_L/C_D terbesar adalah pada *sweep angle* 0° , maka *sweep angle* 0° pada *airfoil* NACA 4412 dipilih sebagai varian terbaik dengan nilai gaya hambat paling rendah daripada variasi *sweep angle* lainnya.

PENUTUP

Simpulan

Berdasarkan analisis dari hasil simulasi CFD mengenai pengaruh variasi *sweep angle* terhadap gaya angkat dan gaya hambat sayap dengan *airfoil* NACA 4412, dapat disimpulkan bahwa:

- Berdasarkan data *velocity contour* dan *pressure contour* diketahui bahwa dengan memperbesar *sweep angle* maka dapat memperbesar gaya angkat (F_L) yang diperoleh. Secara keseluruhan pada variasi *Reynold Number* $1,87 \times 10^4$, 1×10^5 , dan $2,58 \times 10^5$, diketahui bahwa nilai gaya angkat terkecil berada pada konfigurasi *sweep angle* 0° dan nilai gaya angkat terbesar berada pada konfigurasi *sweep angle* $21,42^\circ$.
- Berdasarkan data *pressure contour*, *velocity contour*, dan didukung *velocity streamline* diketahui bahwa dengan memperbesar *sweep angle* maka dapat

memperbesar gaya hambat (F_D) yang diperoleh. Secara keseluruhan pada variasi *Reynold Number* $1,87 \times 10^4$, 1×10^5 , dan $2,58 \times 10^5$, diketahui bahwa nilai gaya hambat terkecil dihasilkan oleh konfigurasi *sweep angle* 0° dan nilai gaya hambat terbesar dihasilkan oleh konfigurasi *sweep angle* $21,42^\circ$.

- Berdasarkan data koefisien tekanan diketahui bahwa dengan melakukan variasi *sweep angle* maka dapat mempengaruhi C_p terendah puncak dan C_p tertinggi puncak pada *leading edge*, serta mempengaruhi nilai C_p yang ada pada *trailing edge*. Dengan memperbesar *sweep angle*, secara keseluruhan pada variasi *Reynold Number* $1,87 \times 10^4$, 1×10^5 , dan $2,58 \times 10^5$, diketahui bahwa nilai C_p terbesar pada *trailing edge* berada pada konfigurasi *sweep angle* $21,42^\circ$.
- Berdasarkan peninjauan karakteristik aliran yaitu *velocity contour* dan *pressure contour*. Secara keseluruhan pada variasi *Reynold Number* $1,87 \times 10^4$, 1×10^5 , dan $2,58 \times 10^5$, pada data *velocity contour* dapat diketahui bahwa *sweep angle* 0° merupakan variasi yang paling optimal pada gaya hambat karena titik kecepatan maksimum dan tekanan minimum kontur tertunda daripada konfigurasi *sweep angle* $11,10^\circ$ dan $21,42^\circ$, serta memiliki *region* warna biru yang lebih muda pada area *wake* daripada *sweep angle* $11,10^\circ$ dan $21,42^\circ$. Kemudian secara keseluruhan pada variasi *Reynold Number* $1,87 \times 10^4$, 1×10^5 , dan $2,58 \times 10^5$, pada data *pressure contour* diketahui bahwa *sweep angle* $21,42^\circ$ memiliki kondisi persebaran tekanan yang optimal pada bagian *lower surface*.

Saran

Dari simulasi yang telah dilakukan, terdapat beberapa saran untuk penelitian selanjutnya sebagai berikut:

- Pertimbangan mengenai objek secara langsung yang diterapkan pada dunia industri pesawat tanpa awak (*unmanned aerial vehicle*) sangatlah disarankan untuk bisa mengetahui performa yang diperoleh.
- Dalam melakukan proses desain geometri, sangat disarankan menggunakan *software Solidworks*, karena sulit untuk melakukan pengukuran untuk mengecek objek yang telah dibuat pada *software simulasi CFD (Computational Fluid Dynamics)*.
- Dalam melakukan penelitian dengan pendekatan simulasi, tahap seperti pembuatan geometri, pembuatan domain fluida, pembangunan *mesh*, penentuan *boundary condition*, dan validasi model perlu diperhatikan untuk mendapatkan hasil yang valid.

DAFTAR PUSTAKA

Anderson, John D. (1999). *Aircraft Performance and Design*. Delhi: McGraw-Hill Inc.

Bertin, John J. and Cummings, Russell M. (1998). *Aerodynamics for Engineers*. United States of America: Pearson Education Inc.

Bramantya, M. A., Nugroho, Gesang., Dimas K, Reynaldi. (2017). Pengaruh Sudut Swept dan Sudut Incidence Pada Sayap Pesawat Tanpa Awak dengan Simulasi Komputasi Dinamika Fluida. *Prosiding SNTTM XVI*, 9-13.

DEN. (2019). *Indonesia Energy Outlook*, (Online), (<https://www.esdm.go.id/assets/media/content/content-indonesia-energy-outlook-2019-english-version.pdf>), Diakses 29 Agustus 2021).

Erlangga, Gema P. (2017). *Studi Eksperimental Karakteristik Aerodinamik Airfoil Naca 4412 Dengan Variasi Kecepatan Aliran Udara*. Skripsi tidak diterbitkan. Surabaya: Institut Teknologi Sepuluh Nopember.

IESR. (2018). *Energi Itu Memang Tidak Murah, Maka Efisien dan Berhematlah!*, (Online), (<https://iesr.or.id/en/energi-itu-memang-tidak-murah-maka-efisien-dan-berhematlah>), diakses 13 Oktober 2021).

Querin, Osvaldo M., Victoria, Mariano., Alonso, Cristina., Ansola, Ruben., Marti, Pascual. (2017). *Topology Design Methods for Structural Optimization*. Elsevier Inc.

Raymer, Daniel P. (1992). *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. Washington DC: AIAA Inc.

Sadraey, Mohammad H. (2013). *Aircraft Design: A Systems Engineering Approach*. United States of America: John Wiley and Sons Ltd.

Santoso, Djarot Wahyu dan Hariyanto, Kris. 2017. "Pengembangan Sistem Penyemprotan Pada Platform Pesawat Tanpa Awak Berbasis Quadcopter Untuk Membantu Petani Mengurangi Biaya Pertanian Dalam Mendorong Konsep Pertanian Pintar (Smart Farming)". *Jurnal Ilmiah Bidang Teknologi*, 9 (2), 49-56.

Shofiyanti, Rizatus. (2011). *Teknologi Pesawat Tanpa Awak untuk Pemetaan dan Pemantauan Tanaman dan Lahan Pertanian*. *Informatika Pertanian*, 20 (2), 58-64.

Sreelakshmi, K. and Jagadeeswar, Kota K. S. R. (2018). *Aerodynamic Analysis over Unmanned Aerial Vehicle (UAV) using CFD*. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 455, 1-11.

Wadcock, Alan J. (1987). *Investigation of Low-Speed Turbulent Separated Flow Around Airfoils*. NASA Contractor Report, 1-60.

Zore, Khrisna., Parkhi, Gandhar., Sasanapuri, Balasubramanyam., Varghese, Alan. (2019). *Ansys Mosaic Poly-Hexcore Mesh for High-Lift Aircraft Configuration*. *21st Annual CFD Symposium*, 1-11.