

ANALISIS TURBULENSI PADA WING TIP DENGAN VARIASI WINGLET PADA AIRFOIL NACA 2412

Adonnis Gerry Pratama^a, Ahmad Khairul Faizin^a

^a Teknik Mesin, Teknik, Universitas Pembangunan Nasional “Veteran” Jawa Timur

*Email Korespondensi: ahmad.khairul.tm@upnjatim.ac.id

[Phone: 085132321094](tel:085132321094)

Abstrak: *This study analyzes the effect of winglet variations on the turbulence flow around the wingtip using the NACA 2412 airfoil. Computational Fluid Dynamics (CFD) simulations are used to evaluate the aerodynamic performance of wings with and without winglets, especially at different angles of attack. The results show that the wing without winglets produces the lowest lift force of 2,492788 at an angle of attack of 0° and the highest of 5,822195 at 15°. In contrast, the wing with winglets shows the lowest lift force of 2,495922 at 0° and the highest of 5,716398 at 15°, occurring at a can't angle of 60°. The comparison of drag forces shows that the wing without winglets has the lowest drag force of 0,634936 at an angle of attack of 30° and the highest of 2,111957 at a can't of 45° with an angle of attack of 15°. Using winglets significantly reduces the formation of vortices at the wingtips and decreases drag, especially at higher angles of attack. These findings emphasize the importance of proper winglet design for improving aerodynamic efficiency and reduce aircraft fuel consumption.*

Key Words: *Winglet variations, NACA 2412 airfoil, Computational Fluid Dynamics (CFD), Angle of attack, Lift force, Drag force*

1. PENDAHULUAN

Pesawat terbang adalah kendaraan udara yang menggunakan perbedaan tekanan udara untuk dapat mengapung di atmosfer. Bentuk *airfoil* pada sayap berperan penting dalam kemampuan terbang pesawat. Bentuk khusus dari airfoil memungkinkan terciptanya perbedaan tekanan antara permukaan atas dan bawah sayap. Permukaan bawah sayap lebih kecil dibandingkan dengan permukaannya, sehingga kecepatan aliran udara di bawah sayap lebih rendah. Akibatnya, tekanan di bawah sayap menjadi lebih besar, menghasilkan gaya angkat yang memungkinkan pesawat untuk terbang [2]. dengan menggunakan winglet yang menghasilkan gaya angkat yang signifikan

Sayap pesawat adalah komponen utama yang berperan dalam menghasilkan gaya angkat dan harus dirancang secara optimal untuk mengurangi gaya hambat serta meningkatkan performa aerodinamis, terutama rasio *lift to drag*. Salah satu metode untuk mengoptimalkan rasio tersebut adalah dengan mengurangi *drag*. Desain geometris sayap menjadi salah satu faktor utama yang mempengaruhi drag pada sayap. Bentuk ujung sayap (*wing tip*) berperan penting dalam menentukan geometri sayap pesawat. Pada ujung sayap, ada potensi terbentuknya drag akibat pusaran udara yang terjadi karena aliran udara dari bawah sayap bergerak ke bagian atas melalui ujung sayap, yang disebabkan oleh perbedaan tekanan udara. Modifikasi pada geometri ujung sayap memiliki potensi untuk mengurangi drag yang terjadi, sehingga dapat mempengaruhi rasio *lift to drag* [3].

Beberapa faktor yang dapat mengurangi *drag* dan meningkatkan *lift*, antara lain adalah desain sayap pesawat, perangkat ujung sayap seperti winglet, serta bahan material pesawat. Winglet memiliki keunggulan dalam mengurangi terjadinya vorteks di ujung sayap dan mengurangi area tidak efektif akibat aliran udara yang bergerak dari bagian bawah ke bagian atas sayap. Konfigurasi winglet yang umum digunakan pada dua pesawat terbang adalah wingtip fence dan blended winglet. Untuk mendapatkan desain winglet yang optimal, beberapa parameter yang perlu diperhatikan antara lain sudut cant, rasio taper, sudut twist, dan tinggi winglet [7].

Induced drag adalah gaya yang muncul akibat adanya gaya angkat pada sayap pesawat. Udara yang mengalir di atas permukaan sayap cenderung bergerak ke arah fuselage karena tekanan di sana lebih rendah dibandingkan dengan daerah sekitarnya. Sementara itu, udara di bawah sayap cenderung menjauh dari fuselage karena tekanan yang lebih tinggi di area tersebut. Ketika kedua aliran udara ini bertemu di bagian *trailing edge* sayap, terbentuk turbulensi yang menyebabkan *drag*. Udara bertekanan tinggi di bawah sayap akan cenderung mengalir ke sekitar ujung sayap untuk menggantikan udara bertekanan rendah di atas sayap. Vortisitas yang terjadi di ujung sayap ini menimbulkan drag [8].

Induced drag adalah gaya yang dihasilkan akibat gaya angkat pada sayap pesawat. Udara yang mengalir di atas permukaan sayap cenderung bergerak menuju fuselage karena tekanan di area tersebut lebih rendah

dibandingkan dengan tekanan di sekitarnya. Sebaliknya, udara di bawah sayap cenderung bergerak menjauhi *fuselage* karena tekanan di sana lebih tinggi. Saat kedua aliran udara ini bertemu di *trailing edge* sayap, turbulensi terbentuk yang menyebabkan terjadinya *drag*. Udara dengan tekanan tinggi di bagian bawah sayap berusaha menggantikan udara bertekanan rendah di atas sayap dengan mengalir di sekitar ujung sayap. Proses ini menghasilkan vortisitas di ujung sayap yang kemudian menyebabkan terbentuknya *drag*.

Salah satu inovasi yang telah terbukti efektif dalam mengurangi dampak negatif dari wingtip vortices adalah penggunaan winglet. Winglet adalah struktur kecil yang ditempatkan di ujung sayap dan bertujuan untuk melemahkan vorteks yang terbentuk, sehingga mengurangi *induced drag* [5]. Winglet bekerja dengan mengarahkan aliran udara dari ujung sayap ke atas dan keluar dengan lebih efisien, yang tidak hanya mengurangi drag tetapi juga meningkatkan stabilitas pesawat serta mengurangi konsumsi bahan bakar.

Winglet dirancang untuk mengurangi hambatan yang diinduksi (*induced drag*) dengan mengurangi perubahan kecepatan dan medan tekanan di ujung sayap, sehingga meningkatkan efisiensi aerodinamis dengan mengurangi pusaran pada ujung sayap (*wing tip vortex*) [4]. Namun, perlu diingat bahwa meskipun penambahan winglet dapat mengurangi *drag* yang disebabkan oleh *lift* (*lift-induced drag*), penambahan ini juga dapat meningkatkan *parasitic drag* serta membutuhkan peningkatan kekuatan dan berat pada sayap [6].

Penelitian ini menerapkan pendekatan *Computational Fluid Dynamics* (CFD) untuk mensimulasikan aliran udara di sekitar ujung sayap dengan berbagai desain winglet [3]. Melalui pendekatan ini, dimungkinkan untuk memperoleh pemahaman yang lebih mendalam tentang bagaimana variasi dalam desain winglet dapat memengaruhi distribusi tekanan, pembentukan vorteks, dan pola aliran turbulen di sekitar ujung sayap [9]. Dengan demikian, studi ini diharapkan dapat memberikan kontribusi yang berarti dalam mengoptimalkan desain sayap pesawat dan meningkatkan efisiensi penerbangan secara keseluruhan.

Penelitian ini akan membandingkan kinerja sayap tanpa canted winglet dengan sayap yang dilengkapi canted winglet. Untuk mempercepat dan mempermudah proses penelitian, hanya setengah dari rentang sayap yang digambar [8]. Dengan demikian, hasil penelitian ini diharapkan dapat mendukung industri penerbangan dalam mengembangkan pesawat yang lebih efisien dan ramah lingkungan, sehingga berkontribusi pada pengurangan dampak lingkungan penerbangan global.

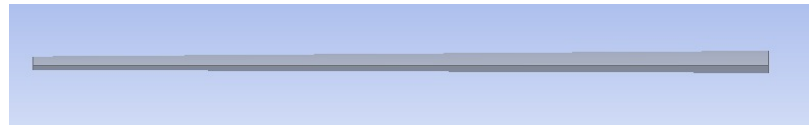
2. METODE PENELITIAN

Metode penelitian yang digunakan dalam penelitian ini adalah metode numerik berbasis komputasi. Data yang digunakan dalam permodelan geometri untuk simulasi berasal dari data sekunder yang dirancang oleh peneliti. Kajian teori didasarkan pada standar, buku, dan jurnal terkait. Simulasi dilakukan menggunakan software Ansys Workbench, yang mencakup beberapa tahapan dalam proses permodelan, dengan mempertimbangkan hasil eksperimen yang telah diterapkan pada objek. Rincian lengkap dari metode penelitian ini adalah sebagai berikut:

1. Analisis Permasalahan
Menetapkan tujuan dari model yang akan dibuat serta menganalisis pemilihan tipe model yang paling sesuai untuk kasus yang dipilih.
2. Pembuatan Geometri
Pembuatan geometri dilakukan menggunakan Ansys SpaceClaim, sebuah program yang terintegrasi dalam Workbench. Ansys SpaceClaim adalah aplikasi pemodelan 3D yang menyediakan solusi efisien untuk pemodelan secara umum.

Tabel 1. *Wing specification*

NO	DESKRIPSI	DIMENSI
1.	Airfoil Type	NACA2412
2.	Wing Type	Tapped leading and trailing edges
3.	Wing Span	2 meter (m)
4.	Taper Ratio	0.15
5.	Aspect Ratio	1.25
6.	Wing Area	1.76
7.	Max. Chord	0.5 meter (m)
8.	Min. Chord	0.3 meter (m)



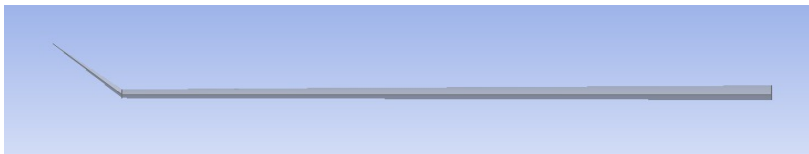
Gambar 1. *Wing tanpa winglet*

Tabel 2. *Winglet specification*

NO	DESKRIPSI	DIMENSI
1.	Airfoil Type	NACA2412
2.	Wing Type	Tapered leading and trailing edges
3.	Wing Span	2 meter (m)
4.	Taper Ratio	0.15
5.	Aspect Ratio	1.25
6.	Wing Area	1.76
7.	Max. Chord	0.5 meter (m)
8.	Min. Chord	0.3 meter (m)



Gambar 2. *Winglet dengan sudut 60°*



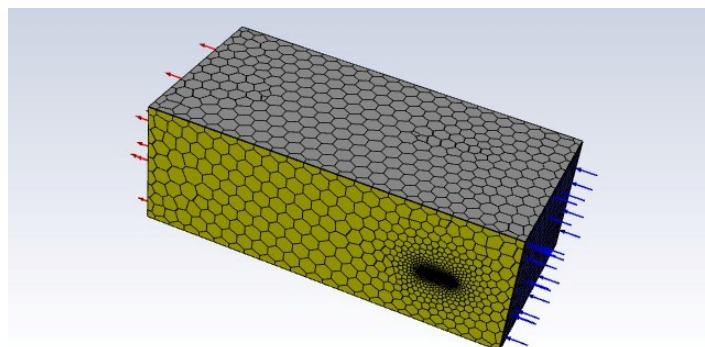
Gambar 3. *Winglet dengan sudut 45°*



Gambar 4. *Winglet dengan sudut 30°*

3. *Meshing*

CFD yang dijalankan menggunakan program Ansys Fluent mengadopsi konsep Metode Volume Hingga (Finite Volume Method). Proses meshing bertujuan membagi geometri ke dalam volume kontrol yang lebih kecil dan lebih halus, sehingga dapat meningkatkan konvergensi hasil dalam analisis.



Gambar 5. *Meshing*

Tabel 3. *Global mesh attributes*

NO	GLOBAL MESH ATTRIBUTES	DEFINITION
1.	Volume mesh	Poly-Hexcore Min. Cells Length = 0.006 Max. Cells Length = 0.384
2.	Cells	279658
3.	Nodes	1053430

4. Pengaturan Permodelan

Untuk menentukan model yang paling tepat dalam aplikasi Fluent, beberapa variabel harus didefinisikan terlebih dahulu sebelum melakukan perhitungan. Variabel-variabel ini mencakup fase-fase dalam model multifasa, material fluida yang digunakan, kondisi batas, serta kondisi pengoperasian yang relevan.

5. Pengaturan dan Perhitungan Solusi

Ada berbagai metode yang dapat digunakan dan sejumlah iterasi yang diperlukan dalam menghitung solusi berdasarkan data model yang telah diinput sebelumnya. Dengan memilih metode perhitungan yang paling sesuai, kita dapat mencapai nilai yang konvergen secara efisien.

6. Validasi Hasil Permodelan Hasil

Hasil perhitungan yang diperoleh dapat dibandingkan dengan data eksperimen yang ada. Jika hasil pemodelan mendekati pola dan nilai dari data eksperimen, berarti input yang digunakan sudah sesuai. Namun, jika hasilnya tidak cocok atau jauh dari data eksperimen, maka input pemodelan perlu diperbaiki.

7. Analisa Data dan Pembahasan

Hasil dari pemodelan dapat dianalisis menggunakan program CFD Post Processing yang tersedia dalam Ansys Workbench. Hasil analisis ini akan memberikan kontur dan animasi dari fase serta distribusi partikel. Hasil yang diperoleh dapat dibandingkan dengan data eksperimen.

8. Kesimpulan

Kesimpulan dari penelitian digunakan untuk menentukan input model dan variabel yang paling sesuai dengan kondisi eksperimen yang ada, sehingga model tersebut dapat diterapkan kembali di masa depan dengan kondisi batas yang berbeda.

3. HASIL DAN DISKUSI

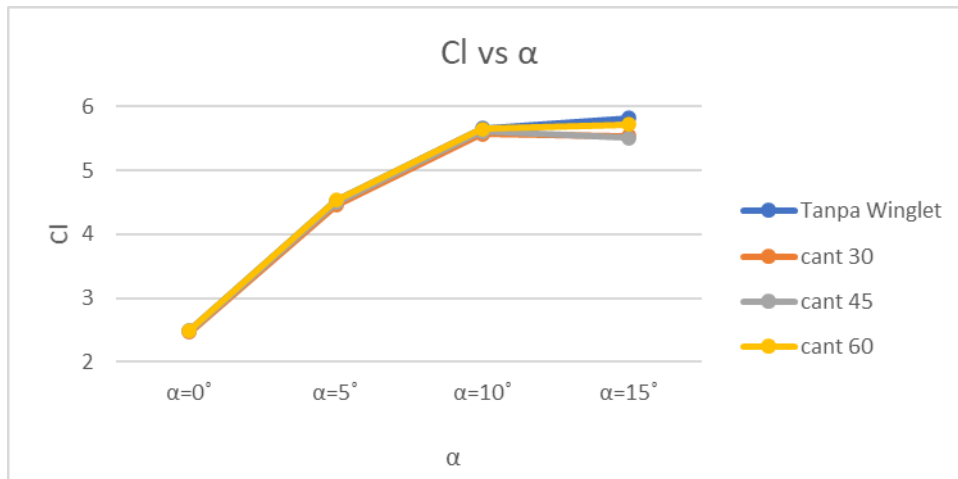
3.1 *Lift coefficient, C_L analysis*

Dari Tabel 4, Gaya angkat cenderung meningkat seiring dengan bertambahnya sudut serang. Dapat diamati bahwa sayap yang dilengkapi winglet menunjukkan nilai koefisien gaya angkat yang lebih tinggi dibandingkan dengan sayap tanpa winglet.

Tabel 4: *Lift coefficient*

WINGLET CONFIGURATION	$\alpha = 0^\circ$	$\alpha = 5^\circ$	$\alpha = 10^\circ$	$\alpha = 15^\circ$
Tanpa winglet	2.492788	4.525528	5.661634	5.822195
Cant 30°	2.469677	4.453461	5.566926	5.533485
Cant 45	2.485278	4.49383	5.61234	5.511716
Cant 60	2.495922	4.533937	5.645431	5.716398

Pada tabel 4 di atas, perbandingan gaya angkat antara sayap dengan dan tanpa winglet pada berbagai sudut serang menunjukkan perbedaan yang signifikan. Sayap tanpa winglet menghasilkan gaya angkat paling rendah pada sudut serang 0° sekitar 2.492788 dan paling tinggi pada 15° sekitar 5.822195. Sementara itu, sayap dengan winglet menunjukkan performa yang berbeda, dengan gaya angkat terendah pada sudut serang 0° sekitar 2.495922 dan tertinggi pada 15° sekitar 5.716398, terjadi pada sudut 60° . Perubahan ini menunjukkan bahwa penggunaan winglet dapat mempengaruhi distribusi gaya angkat dengan cara yang berbeda tergantung pada sudut serangnya. Winglet, dengan mengubah karakteristik aliran udara di ujung sayap, dapat meningkatkan efisiensi aerodinamis pada sudut tertentu, meskipun efeknya bisa bervariasi tergantung pada desain dan kondisi operasional sayapnya. Pada gambar 6, grafik tersebut menggambarkan bahwa gaya angkat bertambah seiring dengan bertambahnya sudut serang.



Gambar 6. Lift coefficient, C_L sayap tanpa winglet, winglet dengan sudut cant 30°, 45°, dan 60° dengan $M=0,18$ pada permukaan laut

3.2 Drag coefficient, C_D analysis

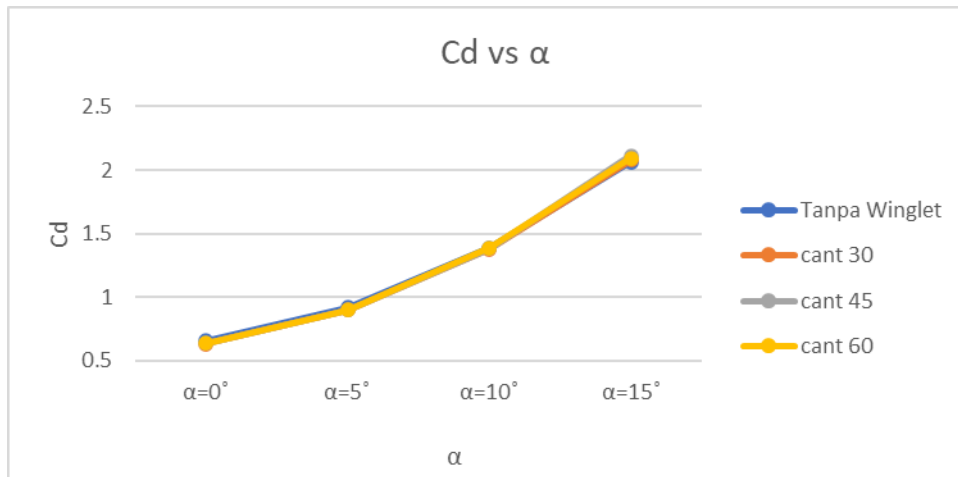
Dari Tabel 5, Hambatan meningkat seiring dengan bertambahnya sudut serang. Pada sudut serang 0° , efek dari sayap dengan winglet yang berbeda tidak terlalu signifikan, karena nilai induced drag yang rendah dan sayap dengan winglet memiliki permukaan yang lebih luas, yang mengakibatkan peningkatan friction drag. Namun, pada sudut serang yang lebih tinggi, induced drag meningkat, dan dampak dari winglet juga meningkat dalam mengurangi induced drag.

Tabel 5: Drag coefficient

WINGLET CONFIGURATION	$\alpha = 0^\circ$	$\alpha = 5^\circ$	$\alpha = 10^\circ$	$\alpha = 15^\circ$
Tanpa winglet	0.658945	0.919537	1.386781	2.064956
Cant 30°	0.634936	0.897549	1.37568	2.079624
Cant 45	0.636935	0.901743	1.383743	2.111957
Cant 60	0.635219	0.902047	1.388359	2.09264

Perbandingan gaya hambat antara sayap dengan dan tanpa winglet pada berbagai sudut serang menunjukkan perbedaan yang signifikan, yang dapat dilihat pada tabel 5. Sayap tanpa winglet menghasilkan gaya hambat yang paling rendah pada sudut serang 30° , yaitu sekitar 0.634936. Ini menunjukkan bahwa pada sudut ini, aliran udara di sekitar sayap lebih lancar, mengurangi hambatan aerodinamis yang terjadi. Sebaliknya, gaya hambat paling tinggi untuk sayap tanpa winglet terjadi pada cant 45° dengan sudut serang 15° , yaitu sekitar 2.111957. Tingginya gaya hambat ini bisa disebabkan oleh pembentukan vorteks yang lebih besar dan gangguan aliran udara yang lebih intens pada konfigurasi ini.

Winglet berfungsi untuk mengurangi vorteks ujung sayap yang menyebabkan drag (gaya hambat) tambahan, sehingga pada umumnya sayap dengan winglet akan memiliki gaya hambat yang lebih rendah dibandingkan dengan sayap tanpa winglet pada berbagai sudut serang. Perbedaan ini menjadi lebih jelas pada sudut serang yang lebih tinggi, di mana efek dari vorteks ujung sayap menjadi lebih dominan. Oleh karena itu, penerapan winglet sangat penting dalam desain sayap pesawat untuk meningkatkan efisiensi aerodinamis dan mengurangi konsumsi bahan bakar. Pada gambar 7, grafik menunjukkan bahwa gaya hambat bertambah seiring dengan bertambahnya sudut serang.



Gambar 7. Drag Coefficient, C_D Sayap tanpa winglet, winglet dengan sudut cant 30°, 45°, dan 60° dengan $M=0,18$ pada permukaan laut.

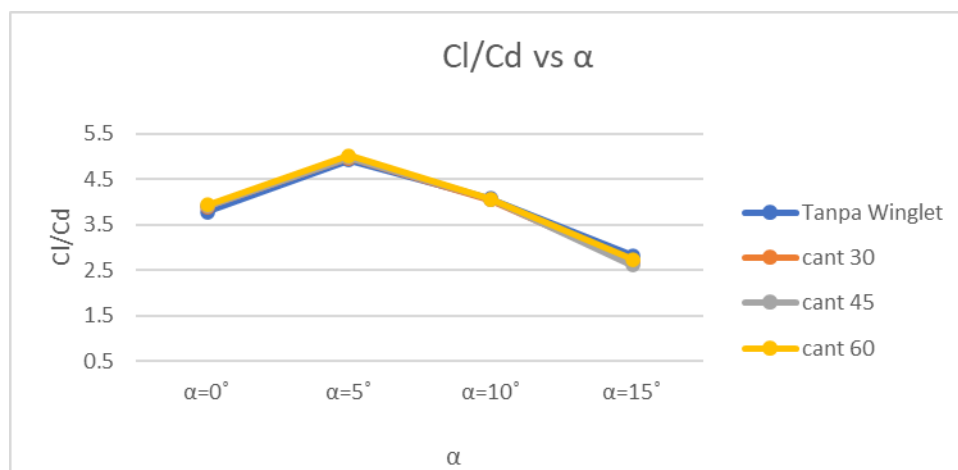
3.3 Lift-to-drag ratio, C_L/C_D analysis

Dari Tabel 6 di atas, menunjukkan bahwa sayap yang dilengkapi dengan winglet memiliki rasio lift terhadap drag yang lebih tinggi pada sudut serang 0° dan 5° dibandingkan dengan sayap yang tidak dilengkapi winglet. Di sisi lain, pada sudut serang 10° dan 15°, sayap tanpa winglet memiliki rasio lift terhadap drag yang lebih besar.

Tabel 6: Lift-to-drag ratio

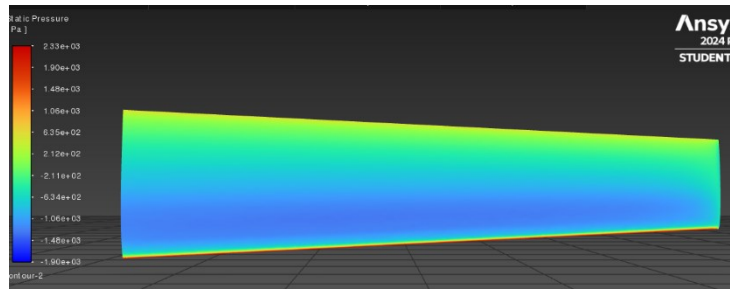
WINGLET CONFIGURATION	$\alpha = 0^\circ$	$\alpha = 5^\circ$	$\alpha = 10^\circ$	$\alpha = 15^\circ$
Tanpa winglet	3.783002	4.921531	4.082572	2.819525
Cant 30°	3.889647	4.961804	4.046671	2.66081
Cant 45	3.901931	4.983494	4.055912	2.609767
Cant 60	3.929232	5.026279	4.066262	2.731669

Pada gambar 8, grafik menunjukkan bahwa gaya angkat dan gaya hambat bertambah pada 0° – 5° dan menurun pada sudut serang 5° – 15°.

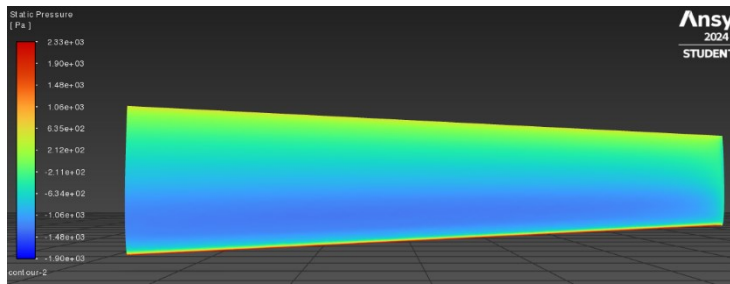


Gambar 8. Lift-to-drag ratio, C_L/C_D Sayap tanpa winglet, winglet dengan sudut cant 30°, 45°, dan 60°

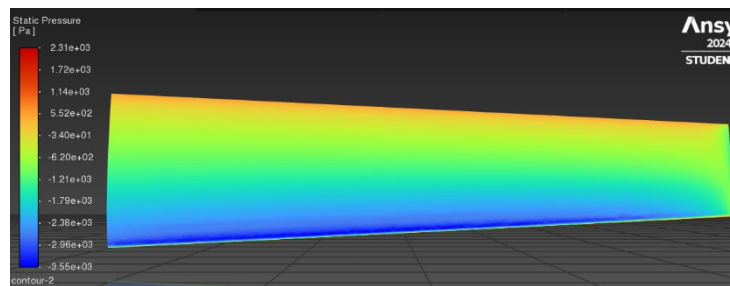
3.4 Static pressure contours



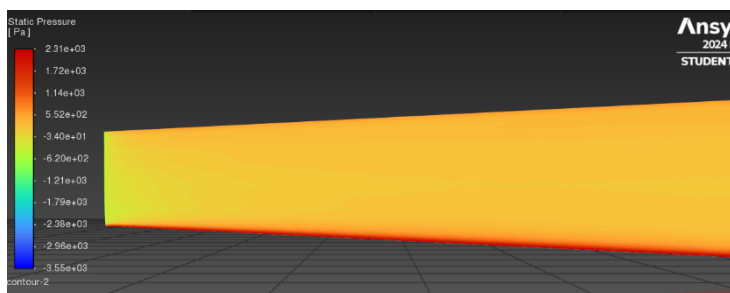
Gambar 9. Distribusi tekanan pada permukaan atas sayap tanpa *winglet* ($\alpha = 0^\circ$)



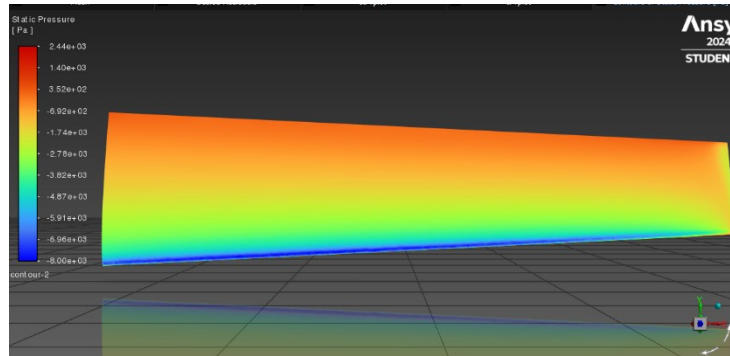
Gambar 10. Distribusi tekanan pada permukaan bawah sayap tanpa *winglet* ($\alpha = 0^\circ$)



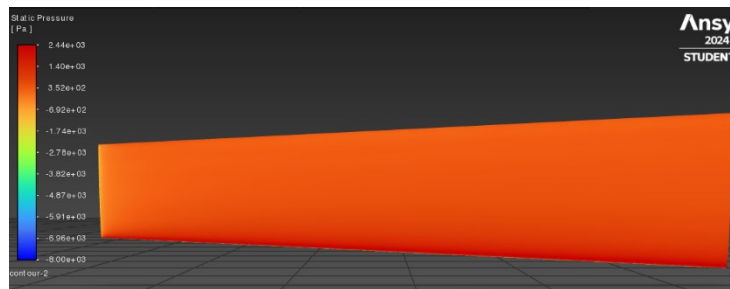
Gambar 11. Distribusi tekanan pada permukaan atas sayap tanpa *winglet* ($\alpha = 5^\circ$)



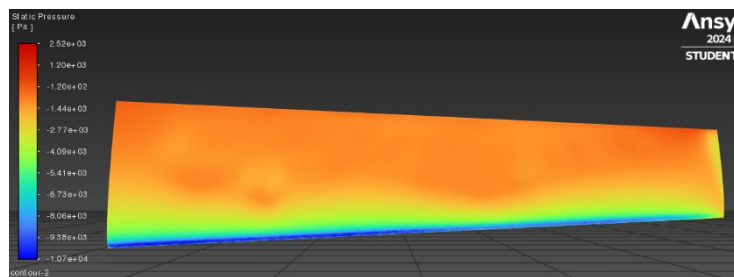
Gambar 12. Distribusi tekanan pada permukaan bawah sayap tanpa *winglet* ($\alpha = 5^\circ$)



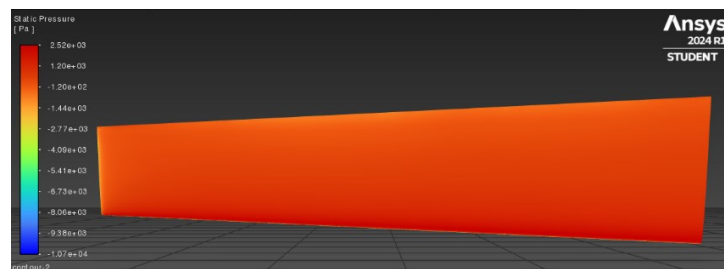
Gambar 13. Distribusi tekanan pada permukaan atas sayap tanpa *winglet* ($\alpha = 10^\circ$)



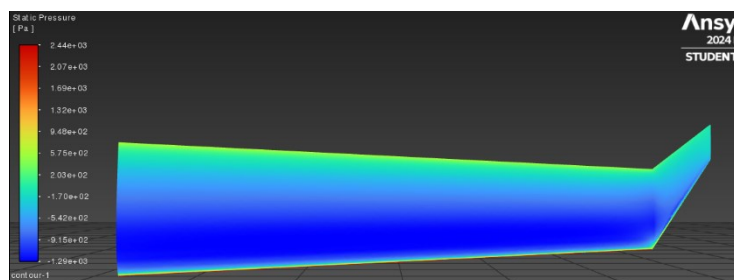
Gambar 14. Distribusi tekanan pada permukaan bawah sayap tanpa *winglet* ($\alpha = 10^\circ$)



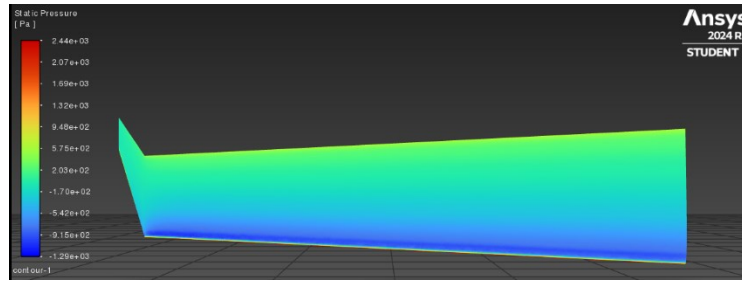
Gambar 15. Distribusi tekanan pada permukaan atas sayap tanpa *winglet* ($\alpha = 15^\circ$)



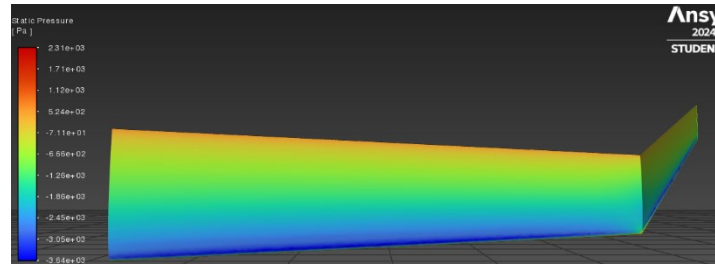
Gambar 16. Distribusi tekanan pada permukaan bawah sayap tanpa *winglet* ($\alpha = 15^\circ$)



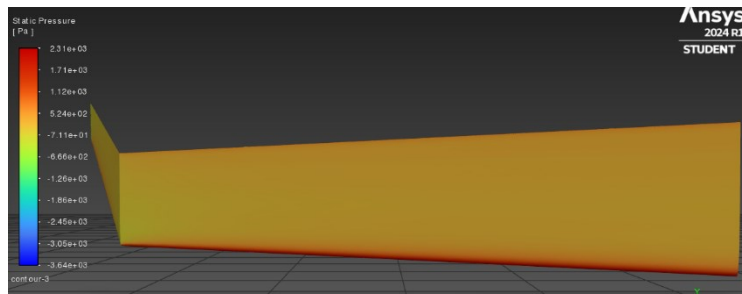
Gambar 17. Distribusi tekanan pada permukaan atas sayap *winglet* sudut cant 30° dengan sudut serang ($\alpha = 0^\circ$)



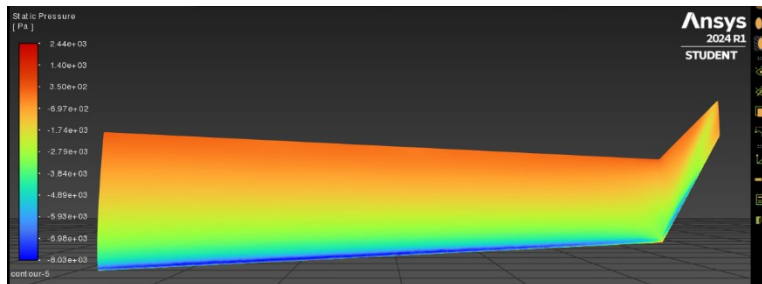
Gambar 18. Distribusi tekanan pada permukaan bawah sayap *winglet* sudut cant 30° dengan sudut serang ($\alpha = 0^\circ$)



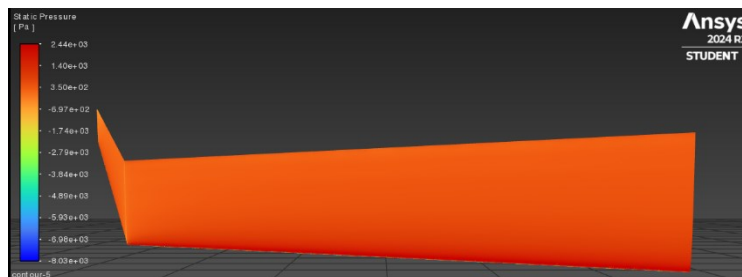
Gambar 19. Distribusi tekanan pada permukaan atas sayap *winglet* sudut cant 30° dengan sudut serang ($\alpha = 5^\circ$)



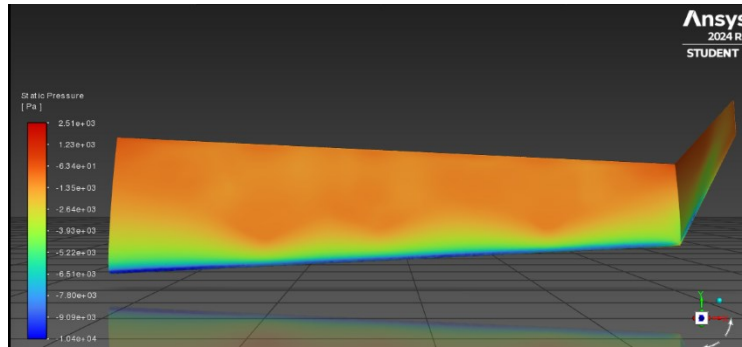
Gambar 20. Distribusi tekanan pada permukaan bawah sayap *winglet* sudut cant 30° dengan sudut serang ($\alpha = 5^\circ$)



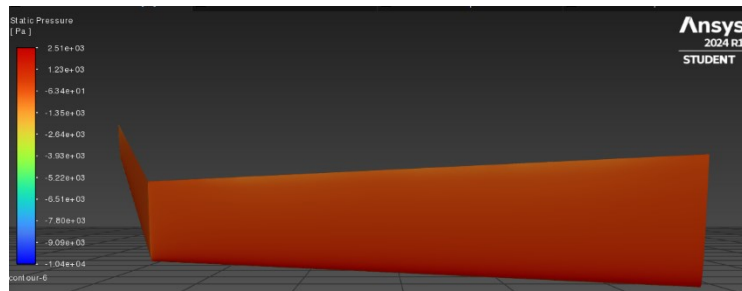
Gambar 21. Distribusi tekanan pada permukaan atas sayap *winglet* sudut cant 30° dengan sudut serang ($\alpha = 10^\circ$)



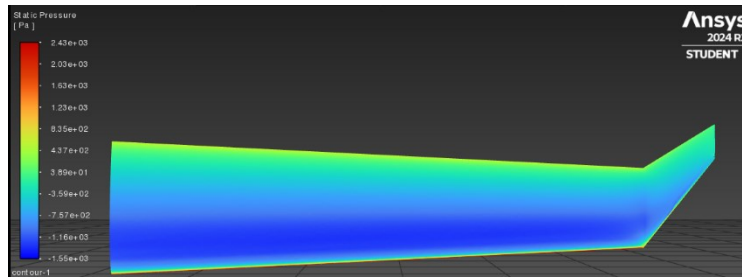
Gambar 22. Distribusi tekanan pada permukaan bawah sayap *winglet* sudut cant 30° dengan sudut serang ($\alpha = 10^\circ$)



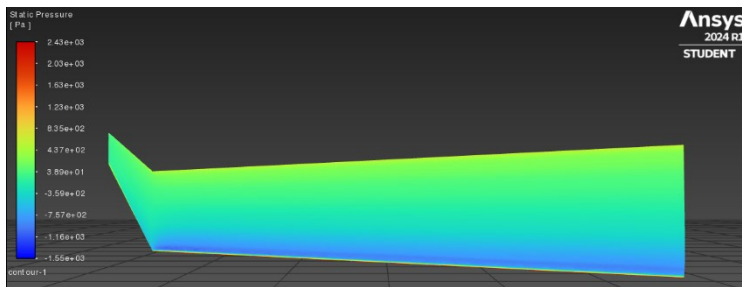
Gambar 23. Distribusi tekanan pada permukaan atas sayap *winglet* sudut cant 30° dengan sudut serang ($\alpha = 15^\circ$)



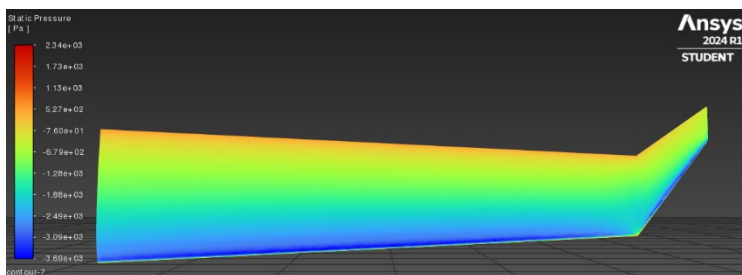
Gambar 24. Distribusi tekanan pada permukaan bawah sayap *winglet* sudut cant 30° dengan sudut serang ($\alpha = 15^\circ$)



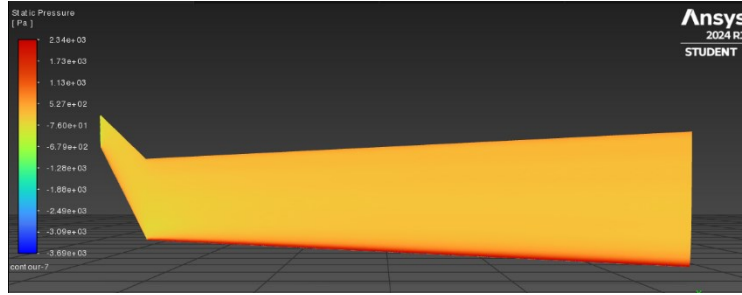
Gambar 25. Distribusi tekanan pada permukaan atas sayap *winglet* sudut cant 45° dengan sudut serang ($\alpha = 0^\circ$)



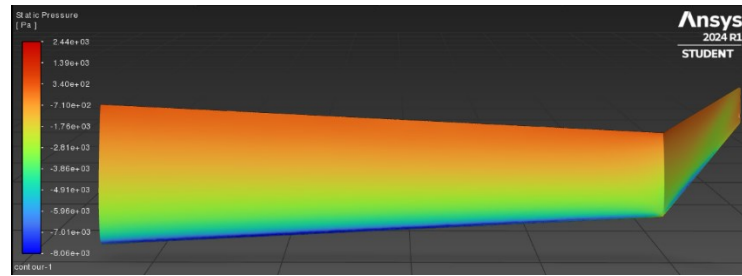
Gambar 26. Distribusi tekanan pada permukaan bawah sayap *winglet* sudut cant 45° dengan sudut serang ($\alpha = 0^\circ$)



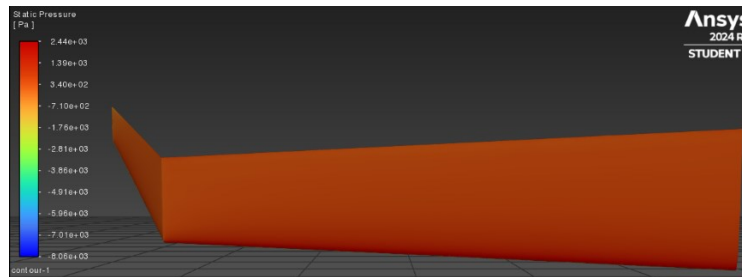
Gambar 27. Distribusi tekanan pada permukaan atas sayap *winglet* sudut cant 45° dengan sudut serang ($\alpha = 5^\circ$)



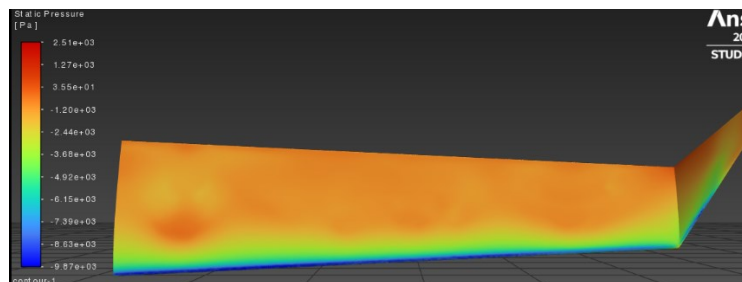
Gambar 28. Distribusi tekanan pada permukaan bawah sayap *winglet* sudut cant 45° dengan sudut serang ($\alpha = 5^\circ$)



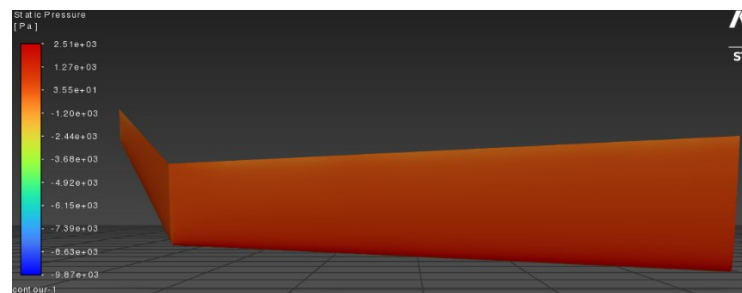
Gambar 29. Distribusi tekanan pada permukaan atas sayap *winglet* sudut cant 45° dengan sudut serang ($\alpha = 10^\circ$)



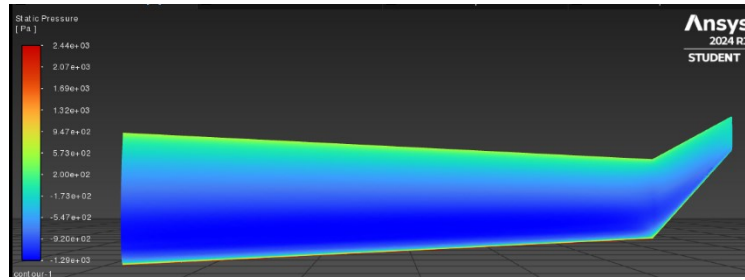
Gambar 30. Distribusi tekanan pada permukaan bawah sayap *winglet* sudut cant 45° dengan sudut serang ($\alpha = 10^\circ$)



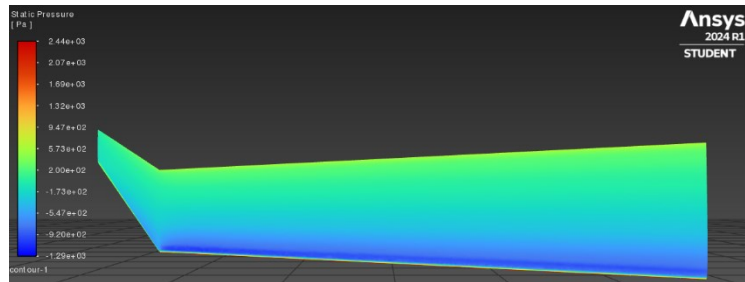
Gambar 31. Distribusi tekanan pada permukaan atas sayap *winglet* sudut cant 45° dengan sudut serang ($\alpha = 15^\circ$)



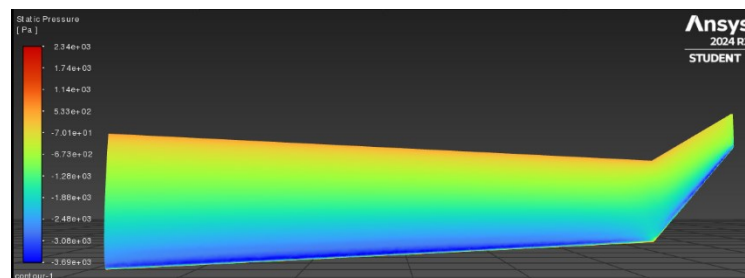
Gambar 32. Distribusi tekanan pada permukaan bawah sayap *winglet* sudut cant 45° dengan sudut serang ($\alpha = 15^\circ$)



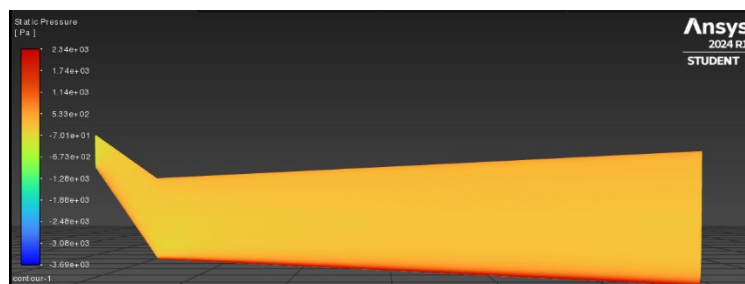
Gambar 33. Distribusi tekanan pada permukaan atas sayap *winglet* sudut cant 60° dengan sudut serang ($\alpha = 0^\circ$)



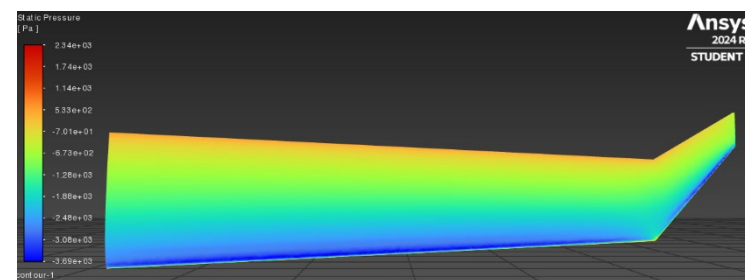
Gambar 34. Distribusi tekanan pada permukaan bawah sayap *winglet* sudut cant 60° dengan sudut serang ($\alpha = 0^\circ$)



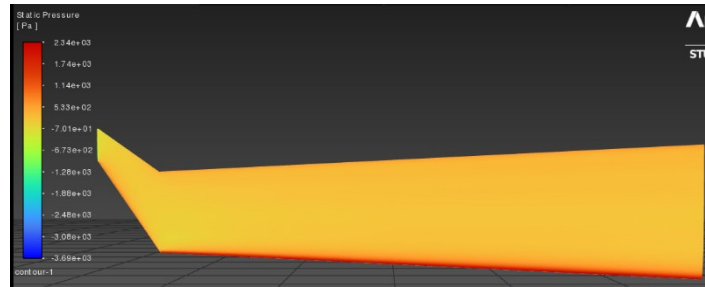
Gambar 35. Distribusi tekanan pada permukaan atas sayap *winglet* sudut cant 60° dengan sudut serang ($\alpha = 5^\circ$)



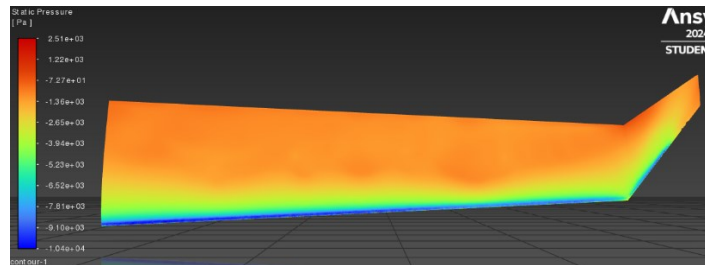
Gambar 36. Distribusi tekanan pada permukaan bawah sayap *winglet* sudut cant 60° dengan sudut serang ($\alpha = 5^\circ$)



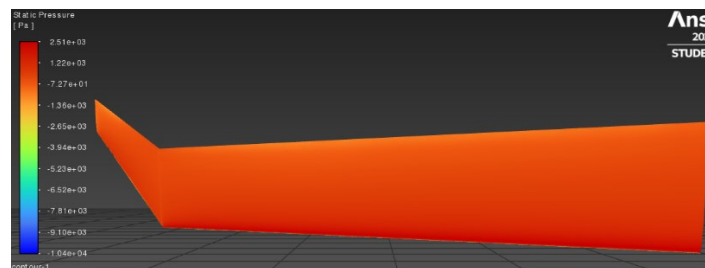
Gambar 37. Distribusi tekanan pada permukaan atas sayap *winglet* sudut cant 60° dengan sudut serang ($\alpha = 10^\circ$)



Gambar 38. Distribusi tekanan pada permukaan bawah sayap *winglet* sudut cant 60° dengan sudut serang ($\alpha = 10^\circ$)



Gambar 39. Distribusi tekanan pada permukaan atas sayap *winglet* sudut cant 60° dengan sudut serang ($\alpha = 15^\circ$)



Gambar 40. Distribusi tekanan pada permukaan bawah sayap *winglet* sudut cant 60° dengan sudut serang ($\alpha = 15^\circ$)

Pada gambar di atas, distribusi tekanan pada permukaan atas sayap pada sudut serang 0° menunjukkan bahwa permukaan atas menghasilkan tekanan statis yang lebih rendah. Dari kontur pada sayap, dapat dilihat bahwa semakin besar sudut cant, tekanan pada permukaan sayap menjadi lebih merata, yang mengurangi drag. Hal ini disebabkan oleh turbulensi dan pusaran yang lebih kecil pada aliran laminar, sehingga nilai induce drag menurun. Pada sudut serang 15° , area berwarna biru pada permukaan atas sayap berkurang, namun gaya angkat masih dapat dihasilkan, meskipun sebagian besar gaya ini mengarah ke belakang dan menjadi drag. Pada semua sudut serang, area dengan tekanan rendah berada di tengah sayap, namun pada ujung sayap, tekanan minimum lebih tinggi dibandingkan dengan tekanan minimum pada pangkal sayap. Penurunan tekanan rendah dari pangkal ke ujung sayap, serta peningkatan tekanan sepanjang winglet menuju tekanan atmosfer, mengurangi pusaran di ujung sayap.

Sementara itu, distribusi tekanan pada permukaan bawah sayap menunjukkan bahwa seiring dengan meningkatnya sudut serang, permukaan bawah sayap menghasilkan tekanan statis yang lebih tinggi. Luas area berwarna merah pada permukaan bawah sayap menunjukkan adanya gaya angkat yang besar pada sudut serang yang tinggi. Pada semua sudut serang, area dengan tekanan tinggi berada di tengah sayap, namun tekanan maksimum di ujung sayap lebih rendah dibandingkan dengan tekanan maksimum di pangkal sayap. Penurunan tekanan maksimum dari pangkal ke ujung sayap, diikuti dengan penurunan tekanan sepanjang winglet menuju tekanan atmosfer.

4. KESIMPULAN

Dari hasil simulasi CFD, dapat disimpulkan bahwa perbandingan antara wing tanpa winglet dan wing yang dilengkapi winglet dengan berbagai sudut cant, yaitu 30°, 45°, dan 60°, menunjukkan perbedaan kinerja aerodinamis yang signifikan.

1. Koefisien angkat (C_L) tertinggi dicapai pada sudut serang 15°. Wing tanpa winglet menghasilkan C_L terbesar, yaitu 5,822195. Untuk winglet dengan sudut cant 60°, C_L sebesar 5,716398, sedangkan untuk winglet dengan sudut cant 45° dan 30°, C_L masing-masing sebesar 5,511716 dan 5,533485.
2. Koefisien drag (C_D) yang paling signifikan ditemukan pada sudut serang 15°. Nilai C_D tertinggi diperoleh pada winglet dengan sudut cant 45°, yaitu 2,111957, diikuti oleh winglet dengan sudut cant 60° sebesar 2,09264, kemudian winglet dengan sudut cant 30° sebesar 2,079624, dan yang paling rendah adalah wing tanpa winglet, dengan nilai 2,064956.
3. *Lift-to-drag ratio* Rasio (C_L/C_D) tertinggi dicapai pada sudut serang 5°. Nilai tertinggi rasio C_L/C_D dicapai oleh winglet dengan sudut cant 60°, yaitu 5,026279. Winglet dengan sudut cant 45° menghasilkan nilai 4,983494, sementara winglet dengan sudut cant 30° memiliki nilai 4,961804. Rasio terendah ditemukan pada sayap tanpa winglet, dengan nilai 4,921531.
4. Penggunaan *winglet* pada ujung sayap (*wing tip*) mempengaruhi penurunan aliran *vorteks* pada ujung sayap ketika sudut serang 0° dan 5° (dalam fase jelajah) sehingga meningkatkan efisiensi aerodinamis. Hal ini ditandai dengan tingginya nilai C_L/C_D pada sudut serang 0° dan 5°, sedangkan pada sudut serang 10° dan 15° nilai C_L/C_D yang paling tinggi adalah *wing* tanpa *winglet*, yakni sebesar 4,082572 dan 2,819525. Dengan demikian dapat diketahui bahwa *wing* dengan *winglet* tidak efisien secara aerodinamis pada fase jelajah, namun paling efektif dan efisien pada fase *take-off* dan *landing*.

5. PERNYATAAN TERIMAKASIH

Penulis menyampaikan rasa terima kasih kepada Bapak Ahmad Khairul Faizin, S.T., M.Sc., sebagai pembimbing dalam penelitian ini, serta kepada seluruh dosen Program Studi Teknik Mesin UPN "Veteran" Jawa Timur yang selalu memberikan dukungan kepada mahasiswa.

6. DAFTAR PUSTAKA

- [1] ANDERSON, JHON D., JR. (JOHN DAVID)., *Fundamentals of Aerodynamics, 5 ed.*, New York, McGraw-Hill Education, 2019.
- [2] ANGGITO BAGUS S., "Analisa Pengaruh Variasi Sudut dan Luas Penampang Winglet terhadap Sayap NACA Airfoil 2412 Pada Pengujian Low Subsonic Wind Tunnel", *Seminar Nasional Sains Teknologi dan Inovasi Indonesia (SENASTINDO AAU)*, v. 1, n. 1, pp. 27-34, 25 September 2019.
- [3] BONDHAN FIRMANTO, Analisis Pengaruh Bentuk Wing Tip Terhadap Performa Aerodinamika Sayap Pesawat Terbang Radio Controlled Menggunakan Ansys 2022R1, v. 4, pp. 31-41, 2022
- [4] D. GOVARDHAN, M.V. NARASIMHA RAO, P. SRINIVASA RAO, INDRADEEP KUMAR, NOEL NALLI., "Effect of winglet cant angle on the performance of an aircraft wing", *materialstoday*, 2023, <https://doi.org/10.1016/j.matpr.2023.06.408>
- [5] HANLIN GONGZHANG, ERIC AXTELIUS., "Aircraft Winglet Design Increasing the aerodynamic efficiency of a wing", *Kth Royal Institute Of Technology School Of Engineering Sciences*, 2020, DOI:10.13140/RG.2.2.34449.92001
- [6] J. E. GUERRERO . M. SANGUINETI . K. WITTKOWSKI., "Variable cant angle winglets for improvement of aircraft flight performance", *Meccanica*, v. 55, pp. 1917-1947, 2020, <https://doi.org/10.1007/s11012-020-01230-1>
- [7] MUHAMMAD ALVIT RIZKY AKBAR, *Studi Numerik Aliran Tiga Dimensi Melintasi Body Pesawat Cessna 182 Menggunakan Airfoil August 160 Dengan Penambahan Rearward Wingtip Fence Variasi Ketinggian H/S=0.15; 0.2; 0.25 Dan Cant Angle 90°*, Departemen Teknik Mesin Fakultas Teknologi Industri Institut Teknologi Sepuluh Nopember, Surabaya, 2020.
- [8] NURUL ANWAR, LAZUARDY RAHENDRA P, BANGGA DIRGANTARA A., Design And Analysis Of Cfd Geometry Configuration Canted Winglet Toward Aerodynamic Characteristic On Wing Profil Of The Uav Lsu-05, *Sekolah Tinggi Teknologi Adisutjipto*, 2022
- [9] PARTH JAGDISH PATIL, KRISHNA MANKAR, YOGESH KADAM, SHEETAL PRAJAPATI., "Aerodynamic Analysis of Variable Cant Angle Winglets for Higher Mach regimes", *Department of Research and Development, ASTROEX RESEARCH ASSOCIATION*, v. 7, January – February, 2023, DOI:10.46647/ijetms.2023.v07i 01.001
- [10] ROFI JULIATMA, FAREL H. NAPITUPULU & HIMSAR AMBARITA., "Effects of Winglet on the Aerodynamic Characteristics of Airfoil Wing NACA 4415", *Springer*, pp. 365-369, 2022.
- [11] SUDRAJAT, Y. A., *Analisis desain winglet pada sayap airfoil naca 2412 dengan metode computational fluid dynamics*, Universitas Negeri Malang, 2022.

- [12] T. SESHAIHAH, B. VASU, K.VIJAYA KUMAR REDDY, P. BRIDJESH., “Analysis on air craft winglet at different angles by using CFD simulation”, *materialstoday*, v. 49, n. 2, pp. 275-283, 2022, <https://doi.org/10.1016/j.matpr.2021.02.073>