



Analisis Pengaruh Bentuk Wing Tip Terhadap Performa Aerodinamika Sayap Pesawat Terbang Radio Controlled Menggunakan Ansys 2022R1

Bondhan Firmanto^{1*}

¹ Departemen Aeronautika, Akademi Angkatan Udara, Yogyakarta, Indonesia, bonduitbiz@aaau.ac.id

Abstract - As is the case with actual aircraft production, model aircraft are made in several stages. One of the most important stages in the manufacture of an aircraft is designing the wings and testing their aerodynamic performance. The wing is the main part of the aircraft because it is the part of the aircraft that produces the most lift. Likewise, in the manufacture of model aircraft, the aerodynamic performance of the wings needs to be designed and analyzed so that the aircraft can fly stably and show optimal aerodynamic performance. In this study, three variations of the shape of the NACA2812 wing tip will be analyzed to determine the optimal aerodynamic performance. Aerodynamic analysis was performed numerically using the ANSYS 2022R1 software package. The compute domain was created using the ANSYS DesignModeler software. 3D wing model with NACA2812 airfoil. Mesh was created using ANSYS Meshing software. Simulation using ANSYS Fluent software. The turbulence model used is k-omega SST in transient, incompressible, subsonic, and sea level conditions. The simulation is run at a speed of 8.33 m/s and an angle of attack of 0°. The analysis focuses on the aerodynamic performance of the CL, CD, CL/CD, and visualization of fluid pressure around the wing. The results of the analysis show that the infinite wing tip design produces a lift coefficient value of 0.249437106, a drag coefficient value of 0.032376252, and a lift to drag ratio of 7.704323091 (the lowest value of lift to drag ratio). The design of the cut off wing tip produces a lift coefficient value of 0.292337624, a drag coefficient value of 0.025722932, and a lift to drag ratio value of 11.36486404. The aft swept wing tip shape design produces a lift coefficient value of 0.322231093, a drag coefficient value of 0.027981121, and a lift to drag ratio value of 11.51601789 (the highest lift to drag ratio value). Therefore, the design of radio controlled aircraft will use a wing design with an aft swept wing tip shape.

Keywords: Aerodynamics, wing tip, lift coeffecient, computational fluid dynamics

Abstrak — Seperti halnya pada produksi pesawat sebenarnya, pesawat model dibuat dalam beberapa tahap. Salah satu tahap terpenting dalam pembuatan pesawat terbang adalah merancang sayap dan menguji kinerja aerodinamisnya. Sayap merupakan bagian utama pesawat karena merupakan bagian pesawat yang menghasilkan daya angkat paling besar. Demikian pula dalam pembuatan pesawat model, kinerja aerodinamis sayap perlu dirancang dan dianalisis agar pesawat dapat terbang dengan stabil dan menunjukkan kinerja aerodinamis yang optimal. Pada penelitian ini akan dianalisis tiga variasi bentuk wing tip NACA2812 untuk menentukan kinerja aerodinamis yang optimal. Analisis aerodinamika dilakukan secara numerik menggunakan paket perangkat lunak ANSYS 2022R1. Domain komputasi dibuat menggunakan perangkat lunak ANSYS DesignModeler. Model sayap 3D dengan airfoil NACA2812. Mesh dibuat menggunakan perangkat lunak ANSYS Meshing. Simulasi menggunakan software ANSYS Fluent. Model turbulensi yang digunakan adalah k- omega SST pada kondisi transient, incompressible, subsonic, dan sea level. Simulasi dijalankan dengan kecepatan 8,33 m/s dan angle of attack 0°. Analisis berfokus pada kinerja aerodinamis CL, CD, CL / CD, dan visualisasi tekanan fluida di sekitar sayap. Hasil analisis menunjukkan bahwa desain bentuk infinite wing tip menghasilkan nilai koefisien lift sebesar 0,249437106, nilai koefisien drag sebesar 0,032376252, dan lift to drag ratio sebesar 7,704323091 (nilai lift to drag ratio yang terendah). Desain bentuk cut off wing tip menghasilkan nilai koefisien lift sebesar 0,292337624, nilai koefisien drag sebesar 0,025722932, dan nilai lift to drag ratio sebesar 11,36486404. Desain bentuk aft swept wing tip menghasilkan nilai koefisien lift sebesar 0,322231093, nilai koefisien drag sebesar 0,027981121, dan nilai lift to drag ratio sebesar 11,51601789 (nilai lift to drag ratio yang tertinggi). Oleh sebab itu, desain pesawat terbang radio controlled akan menggunakan desain sayap dengan bentuk aft swept wing tip.

Kata kunci — aerodinamika, wing tip, koefisien lift, koefisien drag, komputasi dinamika fluida.

* Bondhan Firmanto

E-mail: bonduitbiz@aaau.ac.id

I. PENDAHULUAN

Aeromodelling telah menjadi hobi sekaligus olahraga dirgantara yang semakin diminati masyarakat. Salah satu media yang digunakan dalam aeromodelling adalah pesawat model. Pesawat model diproduksi dalam beberapa tahap seperti pada produksi pesawat sebenarnya. Salah satu langkah terpenting dalam produksi pesawat adalah merancang sayap dan menguji kinerja aerodinamikanya. Sayap menjadi salah satu bagian utama pesawat karena merupakan bagian yang paling banyak menghasilkan gaya angkat pesawat. Demikian pula dalam pembuatan pesawat model, sayap harus didesain sedemikian rupa dan dianalisis kinerja aerodinamikanya agar pesawat dapat terbang dengan stabil dan memiliki kinerja aerodinamis yang optimal.

Sayap pesawat sebagai partisipan utama yang menghasilkan gaya angkat perlu dirancang dengan tepat agar meminimalkan terbentuknya gaya hambat dan mengoptimalkan performa aerodinamika sayap yaitu rasio lift to drag. Salah satu upaya untuk mengoptimalkan rasio lift to drag adalah dengan mengurangi nilai drag. Salah satu faktor penghasil drag pada sayap adalah geometri sayap. Bentuk wing tip menjadi salah satu penentu bentuk geometri sayap pesawat. Pada area wing tip berpotensi menimbulkan drag karena terbentuk pusaran udara akibat pergerakan udara dari bawah sayap menuju ke atas sayap melewati ujung sayap yang disebabkan oleh perbedaan tekanan udara. Modifikasi geometri sayap pada area wing tip berpotensi mempengaruhi drag yang timbul dan akan mempengaruhi nilai rasio lift to drag.

Mengacu latar belakang tersebut, penulis akan menganalisis 3 variasi bentuk wing tip sayap untuk menentukan kinerja aerodinamis sayap yang paling optimal melalui penelitian yang berjudul Analisis Pengaruh Bentuk Wing Tip Terhadap Performa Aerodinamika Sayap Pesawat Terbang Radio Controlled Menggunakan ANSYS 2022R1. Performa aerodinamika sayap yang dianalisis antara lain koefisien lift, koefisien drag dan lift to drag ratio pada kondisi operasional transient, incompressible, subsonic, dan sea level. Tujuan penelitian ini adalah mengetahui performa aerodinamika sayap yang paling optimal untuk digunakan pada pesawat terbang radio controlled.

II. TEORI DAN METODOLOGI

Penelitian ini merupakan kelanjutan dari penelitian perancangan awal pesawat terbang radio controlled untuk aeromodeling Taruna AAU (Firmanto, B dan Hernawan, S.T., 2022), dalam penelitian tersebut diperoleh hasil rancangan awal berupa lay out konfigurasi, data payload, sayap, wing loading, power loading, metode landing dan recovery. Lay out pesawat model ditunjukkan pada Gambar 1. Pendekatan rancang bangun, analisis, dan uji terbang sebuah pesawat terbang model telah dilakukan secara sistematis (Hedge dkk, 2014). Perangkat lunak CATIA V5R18 digunakan untuk membuat model CAD yang terdiri dari wing, fuselage, motor mount, elevators, rudder, ailerons, dan landing gear. Parameter aerodinamika dihitung dengan metode lifting line theory pada perangkat lunak XFLR-5 kemudian divalidasi dengan hasil perhitungan dari perangkat lunak ANSYS Fluent 15. Penampang sayap menggunakan airfoil NACA0016, aspek rasio 6-6,5, wing loading 0,46-0,55 g/cm², dan luas permukaan sayap adalah 1250-1350 cm². Komponen elektronik yang digunakan antara lain motor, ESC, baterai, transmitter dan receiver. Penelitian tentang pendekatan sistematis rancang bangun pesawat terbang model ini menunjukkan bahwa perancangan pesawat terbang radio controlled memberikan pembelajaran fundamental tentang desain, teknik, pembuatan dan uji terbang prototip pesawat.

Rahman dkk (2017) menyimpulkan bahwa UAV Mohapotongo telah memenuhi syarat design requirement dan mission requirement. Nilai lift to drag ratio yang tinggi diperoleh pada kondisi terbang jelajah mampu meningkatkan glide rate dan endurance terbang, tetapi menghemat daya baterai. UAV Mohapotongo mampu terbang sejauh 100 km dengan maximum take-off weight adalah 2,3 kg. Penelitian dilakukan secara numerik menggunakan perangkat lunak XFLR dan ANSYS. Perangkat lunak XFLR digunakan menganalisis tiga pilihan airfoil antara lain Clark Y, NACA23021, dan Eppler 210. Airfoil tipe Clark Y dipilih dan dianalisis menggunakan perangkat lunak Ansys karena memiliki perubahan koefisien tekanan di permukaan atas yang seragam.

Azeez dkk (2019) melakukan penelitian numerik menggunakan CFD dan eksperimental terowongan angin terhadap model pesawat udara tak berawak. Profil sayap menggunakan penampang e420-il- EPPLER 420 airfoil. Sayap pesawat dimodifikasi dengan menambahkan winglet dan vortex generator. Simulasi CFD menggunakan perangkat lunak ANSYS Fluent, model viskos k- omega SST, inlet velocity 12 m/s, dan tetrahedron mesh. Hasil penelitian menunjukkan bahwa modifikasi sayap dengan menambahkan winglet bersudut 45 derajat memiliki gaya lift yang paling tinggi dan gaya hambat yang paling rendah.

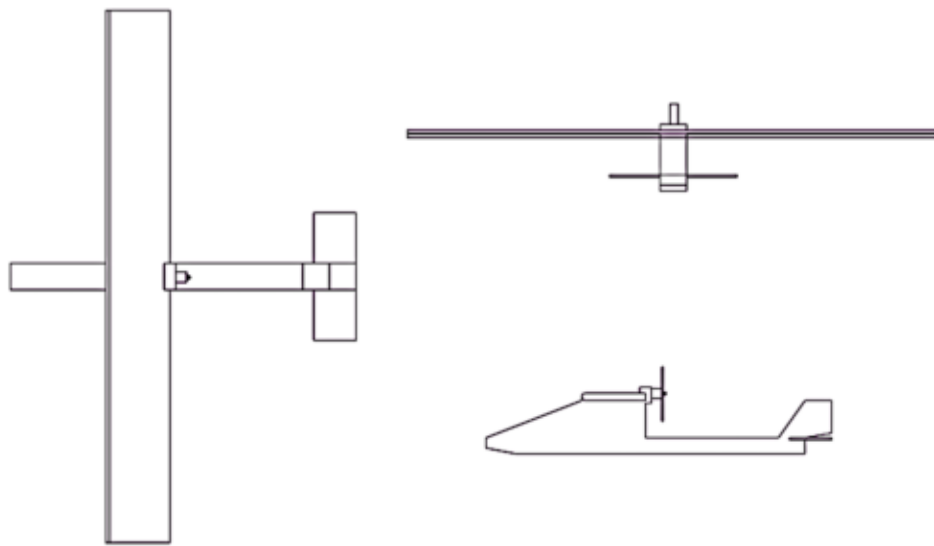
Penggunaan end plate pada UAV Elang Caraka telah diteliti secara numerik (Nugroho dkk, 2017). Simulasi menggunakan model k-omega SST pada cruise speed 100 km/jam, dan AoA 0° sampai dengan 18°. Airfoil sayap yang digunakan adalah NACA4412. Pembuatan mesh menggunakan ICEM ANSYS. Kalkulasi menggunakan ANSYS Fluent dengan kriteria konvergen 10-5 untuk setiap nilai residual. Hasil penelitian menunjukkan bahwa pemakaian end plates pada Elang Caraka mengurangi nilai L/D pada kondisi cruise, mengurangi endurance akibat pengaruh skin friction drag. Namun, dapat meningkatkan stall angle dan CL maksimum.

Pengaruh variasi NACA 4 digit terhadap performa aerodinamika airfoil telah diteliti secara numerik (Firmanto, 2022). Simulasi menggunakan perangkat lunak ANSYS Student 2022R1 dengan model viskos k-omega SST. Nilai ketebalan dan lokasi maximum camber NACA 4 digit pada penampang sayap divariasikan kemudian disimulasikan. Hasil penelitian menunjukkan bahwa airfoil NACA2812 diketahui memiliki nilai rasio lift to drag sebesar 8,911, NACA2412 memiliki nilai rasio lift to drag sebesar 7,029, sedangkan NACA0012 memiliki rasio lift to drag sebesar -0,021. Variasi nilai ketebalan dan lokasi maximum camber NACA 4 digit diketahui mempengaruhi kontur tekanan. Design airfoil terbaik dipilih berdasarkan nilai L/D terbesar yaitu NACA2812 sebesar 8,911.

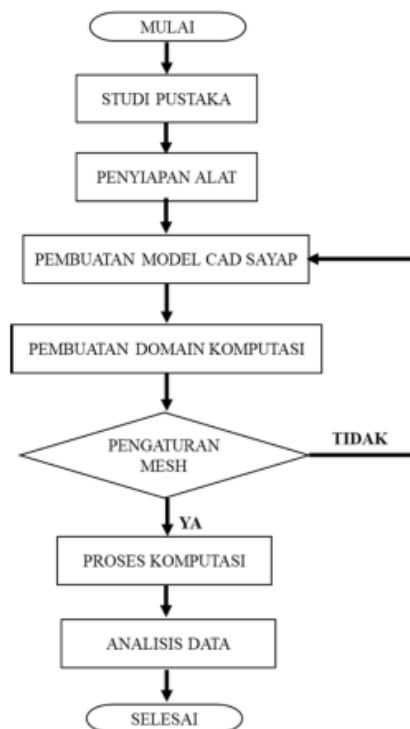
Parameter lanjutan yang dikembangkan dalam penelitian ini adalah berupa analisis komputasi dinamika fluida pengaruh modifikasi bentuk wing tip terhadap performa aerodinamika sayap pesawat model. Modifikasi wing tip antara lain infinite wing tip, cut off wing tip, dan aft swept wing tip yang dianalisis menggunakan perangkat lunak ANSYS 2022R1.

III. METDOLOGI

Penelitian ini akan menganalisis performa aerodinamika sayap yang memiliki variasi bentuk wing tip, antara lain infinite wing tip, cut off wing tip, dan aft swept wing tip. Analisis dilakukan secara numerik menggunakan perangkat lunak ANSYS 2022R1 yang mengintegrasikan beberapa perangkat lunak antara lain: ANSYS Workbench, Design Modeler, Meshing, Fluent dan CFD-Post. Tahap komputasi dinamika fluida yang dilakukan antara lain preprocessing, solving dan postprocessing. Diagram alir penelitian ditunjukkan pada Gambar 2.

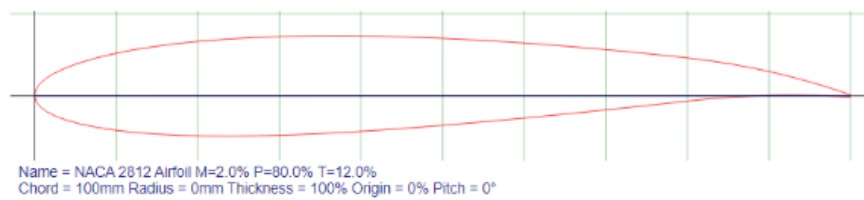


Gambar 1. Layout pesawat model. Image used courtesy of ANSYS, Inc.

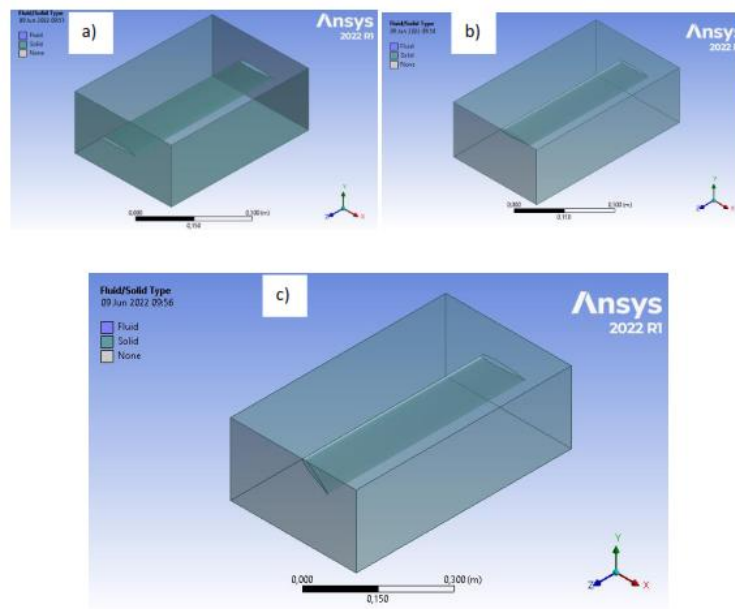


Gambar 2. Diagram Alir

Penelitian ini menerapkan domain komputasi berupa domain translasi yang terdiri dari domain solid dan domain fluida. Geometri CAD 3D berupa tiga sayap airfoil NACA 2812 yang dimodifikasi bentuk wing tip. Data koordinat airfoil diperoleh dari website www.airfoiltools.com. Data airfoil diubah pada tiap dimensi sayap menggunakan perangkat lunak Design Modeller selanjutnya membentuk domain komputasi untuk pengaturan mesh/diskritisasi. Geometri airfoil 2D ditunjukkan pada Gambar 3 sedangkan domain komputasi ditunjukkan pada Gambar 4.



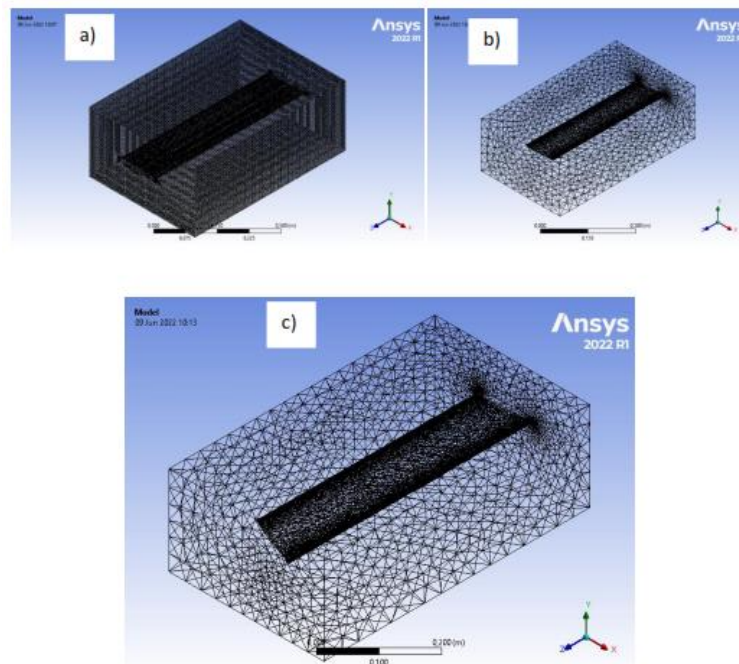
Gambar 3. Geometri 2D airfoil hasil plotting di website www.airfoiltools.com



Gambar 4. Domain komputasi, a) infinite wing tip, b) cut off wing tip, dan c) aft swept wing tip.

Image used courtesy of ANSYS, Inc.

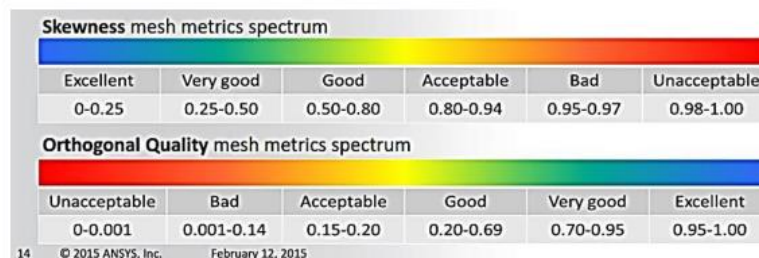
Mesh yang digunakan adalah hexahedral dibentuk menggunakan perangkat lunak Meshing. Boundary condition diatur dengan mendefinisikan inlet, outlet, symmetry dan wall pada domain komputasi atau enclosure. Inlet didefinisikan sebagai bidang datangnya aliran udara menuju domain komputasi. Outlet didefinisikan sebagai bidang keluarnya aliran udara dari domain komputasi. Symmetry didefinisikan sebagai sisi luar dari wing root dan wing tip. Wall didefinisikan sebagai permukaan solid pada sayap yang diteliti. Simulasi dilakukan di Laboratorium Software Teknik, Departemen Aeronautika, Akademi Angkatan Udara. Hasil meshing dapat diamati pada Gambar 5.



Gambar 5. Hasil meshing, a) infinite wing tip, b) cut off wing tip, dan c) aft swept wing tip.

Image used courtesy of ANSYS, Inc.

Pada penelitian ini, nilai kualitas mesh berbeda untuk tiap desain. Skewness dan orthogonal quality menjadi acuan yang menunjukkan kualitas mesh. Hasil meshing dinyatakan memiliki kualitas baik apabila memiliki nilai skewness mendekati 0, sedangkan nilai orthogonal quality mendekati 1. Rekomendasi nilai skewness dan orthogonal quality ditunjukkan pada Gambar 6.



Gambar 6. Rekomendasi kualitas mesh. Image used courtesy of ANSYS, Inc.

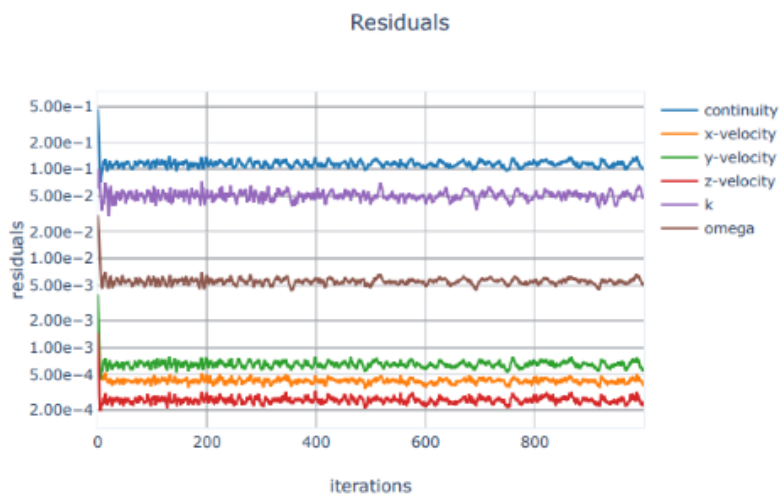
Setelah meshing dilanjutkan proses komputasi (processing) menggunakan Fluent. Pada tahap ini digunakan perangkat lunak ANSYS Fluent 2022R1 yang sudah terintegrasi dengan ANSYS Workbench 2022R1. Pengamatan dilakukan terhadap grafik residual dan plot iterasi koefisien lift untuk melihat konvergensi hasil komputasi yang telah dilakukan. Semakin stabil grafik residual yang terbentuk maka semakin mendekati kondisi konvergen. Pengaturan solver dirangkum pada Tabel 1.

Tabel 1. Rangkuman pengaturan solver

Launcher	3D, Double Precision dan Display Mesh After Reading	
General	Solver Type	Pressure-Based
	Time	Transient
	Gravity	Y component = -9,81 m/s ²
Model	Viscous Model	κ -omega SST (2 equations)
Material	Fluid	Air
Boundary Condition	Inlet	velocity -inlet (Magnitude And Direction)

		Sesuai variasi kecepatan dan sudut serang (m/s dan °)
	Outlet	pressure-outlet
		gauge-pressure 0 Pa
	Symmetry	Symmetry
	Wall	No-slip condition
		Model sayap dan dinding domain fluida
Report Definition	Lift coeff dan drag coeff	
Residual	Absolute criteria	0,00001
Solution Initialization	Standard	Compute From inlet
	Reference Frame	Relative to Cell Zone
Time Advancement	Parameter	Number of Time Step 100
		Time Step Size 0,1 s
		Max Iteration/Time Step 20
Flow Time	10 s	
Total Iteration	2000	

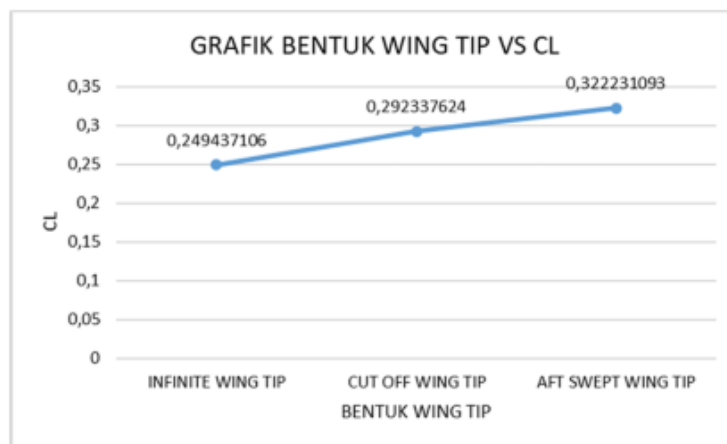
Grafik residual menunjukkan kecenderungan hasil yang mendekati stabil karena terjadi tren grafik yang horisontal hingga akhir iterasi. Grafik residual ditunjukkan pada Gambar 7.



Gambar 7. Grafik residual pada proses komputasi. Image used courtesy of ANSYS, Inc.

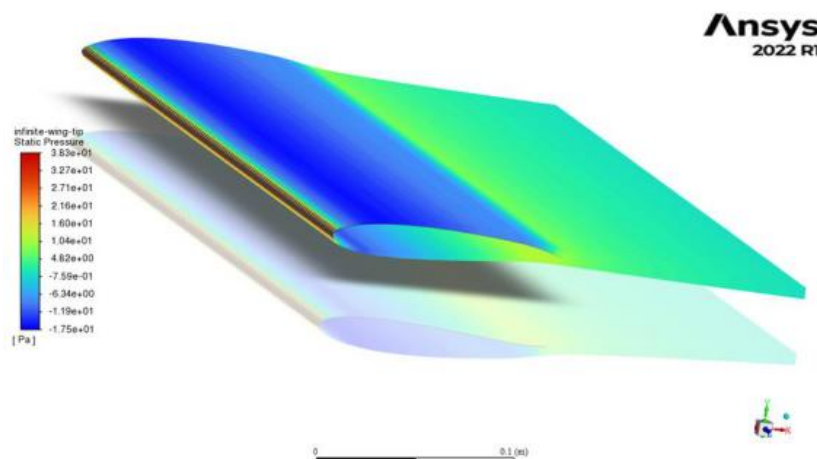
IV. HASIL PERCOBAAN DAN ANALISIS

Simulasi aerodinamika untuk mendapatkan karakteristik aerodinamika sayap hasil modifikasi pada bagian wing tip. Pada penelitian ini akan dianalisis pengaruh modifikasi wing tip terhadap performa aerodinamika sayap. Parameter yang dihitung antara lain koefisien gaya angkat (C_l), koefisien gaya hambat (C_d), dan lift to drg ratio (C_l/C_d). Distribusi aliran udara akan divisualisasikan dalam bentuk pathline. Data diambil pada kecepatan 8,33 m/s dan sudut serang 0° . Data pengaruh bentuk wing tip terhadap koefisien lift ditunjukkan pada Gambar 8.



Gambar 8. Grafik pengaruh bentuk wing tip terhadap koefisien lift

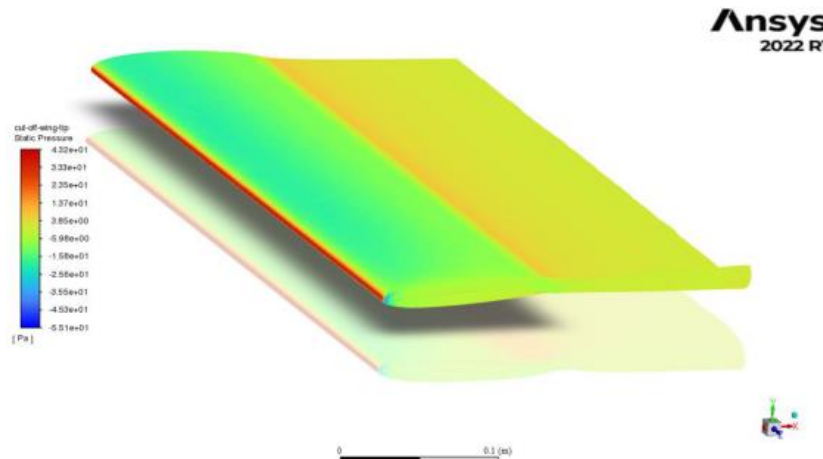
Gambar 8 menunjukkan perubahan nilai koefisien lift terjadi secara proporsional terhadap variasi bentuk wing tip. Hasil simulasi menunjukkan nilai koefisien lift pada infinite wing tip sebesar 0,249437106, nilai koefisien lift pada cut off wing tip sebesar 0,292337624, dan nilai koefisien lift pada aft swept wing tip sebesar 0,322231093. Bentuk aft swept wing tip diketahui memiliki koefisien lift tertinggi dibandingkan bentuk cut off wing tip dan infinite wing tip. Namun, bentuk infinite wing tip diketahui menghasilkan koefisien lift paling rendah. Bentuk infinite wing tip disimulasikan sebagai sayap yang memiliki bentuk cut off wing tip, tetapi tidak memiliki ujung sayap sehingga model sayap infinite wing tip tidak menghasilkan wing tip vortex. Distribusi tekanan udara statis pada bentuk infinite wing tip cenderung merata di sepanjang sayap dan tidak terjadi gangguan pada aliran udara di sepanjang permukaan sayap. Tekanan udara statis di permukaan atas sayap lebih rendah daripada tekanan udara statis di permukaan bawah sayap sehingga terjadi perbedaan tekanan udara antara kedua permukaan sayap sehingga udara cenderung bergerak ke arah permukaan atas sayap. Bentuk infinite wing tip ini tidak memiliki ujung sayap sehingga udara akan mengalir dari permukaan bawah sayap menuju trailing edge. Distribusi tekanan udara pada bentuk infinite wing tip dapat diamati melalui visualisasi pathline kontur distribusi tekanan udara pada Gambar 9.



Gambar 9. Pathline tekanan aliran fluida pada infinite wing tip. Image used courtesy of ANSYS, Inc.

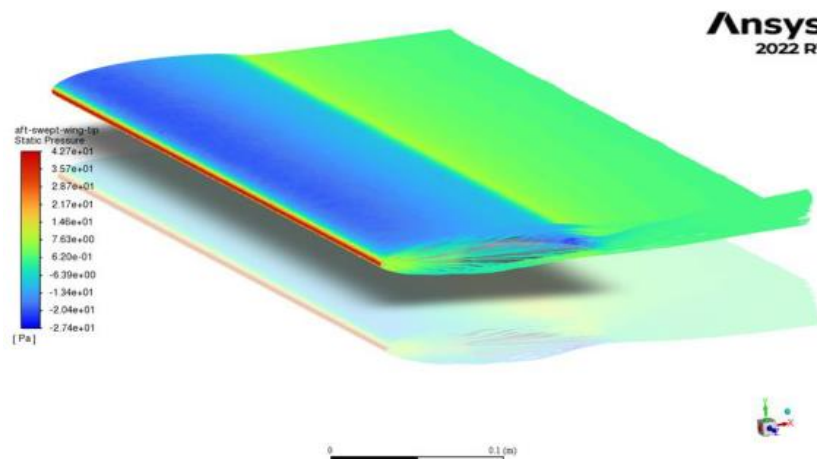
Bentuk cut off wing tip menghasilkan koefisien lift yang lebih tinggi daripada bentuk infinite wing tip sebesar 17,199 %. Kondisi ini terjadi karena bentuk cut off wing tip memiliki panjang

sayap/span yang sama dengan bentuk infinite wing tip. Hasil simulasi pada model cut off wing tip menunjukkan tekanan udara pada bagian permukaan bawah sayap lebih tinggi daripada tekanan udara pada bagian permukaan atas sayap sehingga menyebabkan udara akan cenderung mengalir ke arah permukaan atas sayap. Perbedaan tekanan udara ini juga menyebabkan udara di sekitar ujung sayap mengalir dari permukaan bawah sayap ke permukaan atas sayap dengan menyusuri ujung sayap. Kondisi tersebut menyebabkan wing tip vortex mulai terbentuk di sekitar trailing edge pada bagian ujung sayap. Wing tip vortex cenderung mengurangi nilai koefisien lift pada sayap karena pusaran udara pada ujung sayap menghasilkan distribusi tekanan udara yang tidak merata di sekitar ujung sayap. Distribusi tekanan udara pada bentuk cut off wing tip dapat diamati melalui visualisasi pathline kontur distribusi tekanan udara pada Gambar 10.



Gambar 10. Pathline tekanan aliran fluida pada cut off wing tip. Image used courtesy of ANSYS, Inc.

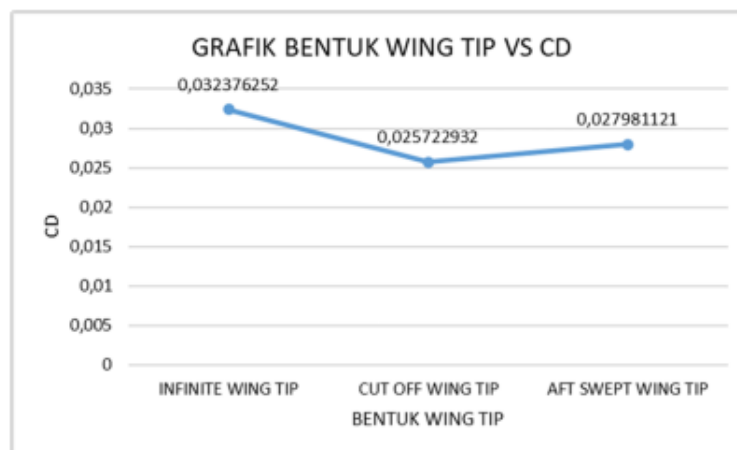
Bentuk aft swept wing tip diketahui menghasilkan koefisien lift yang lebih tinggi daripada bentuk cut off wing tip sebesar 10,226 % atau 29,183% lebih besar daripada bentuk infinite wing tip. Hasil simulasi model aft swept wing tip menunjukkan bahwa tekanan udara di bagian bawah sayap lebih tinggi daripada tekanan udara di bagian atas sayap. Karena perbedaan tekanan udara ini, udara cenderung mengalir dari bagian bawah sayap ke bagian atas sayap dengan melewati trailing edge. Pada bagian ujung sayap, udara mengalir dari leading edge menyusuri tepi luar wing tip. Aliran udara yang mengalir menyusuri penampang luar wing tip ini kemudian terbagi menjadi tiga arah antara lain mengalir menuju trailing edge, mengalir menuju permukaan atas sayap, dan mengalir menuju permukaan bawah sayap. Aliran udara dari ketiga arah tersebut bergerak menuju trailing edge dan terbentuk pusaran udara di sekitar triling edge. Pathline kontur tekanan hasil simulasi menunjukkan bahwa pusaran yang terjadi pada bentuk aft swept wing tip lebih lemah daripada pusaran yang terjadi pada bentuk cut off wing tip. Kondisi ini dapat diketahui dari pathline kontur tekanan yang didominasi warna biru pada daerah trailing edge pada bentuk aft swept wing tip. Lebih lemahnya pusaran udara ini menyebabkan terbentuknya koefisien lift yang lebih tinggi pada bentuk aft swept wing tip. Distribusi tekanan udara pada bentuk aft swept wing tip dapat diamati melalui visualisasi pathline kontur distribusi tekanan udara pada Gambar 11.



Gambar 11. Pathline tekanan aliran fluida pada aft swept wing tip.

Image used courtesy of ANSYS, Inc.

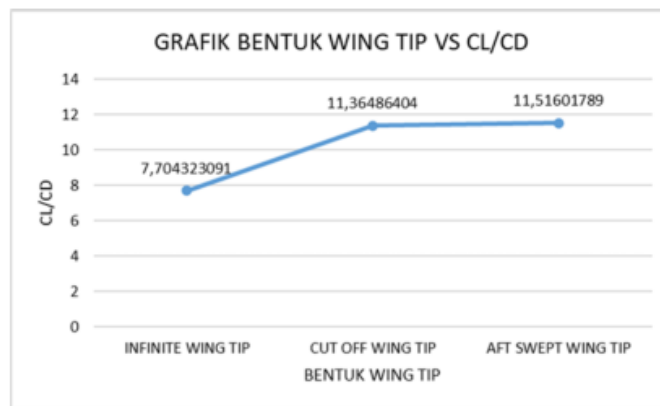
Data pengaruh bentuk wing tip terhadap koefisien drag yang diamati pada kecepatan 8,33 m/s dengan sudut serang 0° ditunjukkan pada Gambar 12.



Gambar 12. Grafik pengaruh bentuk wing tip terhadap koefisien drag

Gambar 12 menunjukkan perubahan nilai koefisien drag terhadap variasi bentuk wing tip. Hasil simulasi menunjukkan nilai koefisien drag pada infinite wing tip sebesar 0,032376252, nilai koefisien drag pada cut off wing tip sebesar 0,025722932, dan nilai koefisien drag pada aft swept wing tip sebesar 0,027981121. Koefisien drag pada bentuk aft swept wing tip adalah 8,779% lebih tinggi daripada koefisien drag pada bentuk cut off wing tip. Kondisi tersebut terjadi akibat perbedaan bentuk planform sayap yang menimbulkan perbedaan karakter aliran udara yang mengalirinya. Tekanan udara pada bentuk aft swept wing tip di bagian permukaan atas dan trailing edge cenderung lebih rendah dibandingkan pada bentuk cut off wing tip. Perbedaan tekanan ini ditunjukkan oleh perbedaan warna kontur yang mendominasi di area tersebut. Tekanan yang lebih rendah pada bentuk aft swept wing tip menimbulkan intensitas pusaran yang lebih besar daripada bentuk cut off wing tip. Pusaran ini menimbulkan induced drag yang lebih besar daripada bentuk cut off wing tip sehingga menambah nilai total drag pada sayap aft swept wing tip.

Data pengaruh bentuk wing tip terhadap nilai lift to drag ratio yang diamati pada kecepatan 8,33 m/s dengan sudut serang 0° ditunjukkan pada Gambar 13.



Gambar 13. Grafik pengaruh bentuk wing tip terhadap nilai lift to drag ratio

Gambar 13 menunjukkan perubahan nilai lift to drag ratio terhadap variasi bentuk wing tip. Nilai lift to drag ratio diperoleh dengan membandingkan nilai koefisien lift terhadap nilai koefisien drag pada tiap-tiap bentuk sayap yang diteliti. Nilai lift to drag ratio dapat mewakili nilai efisiensi aerodinamika sayap yang menunjukkan seberapa kuat gaya lift dalam menghadapi gaya drag yang terjadi pada sayap. Hasil simulasi menunjukkan nilai lift to drag ratio bentuk infinite wing tip sebesar 7,704323091, nilai lift to drag ratio bentuk cut off wing tip sebesar 11,36486404, dan nilai lift to drag ratio bentuk aft swept wing tip sebesar 11,51601789. Berdasarkan hasil simulasi diketahui bentuk aft swept wing tip memiliki nilai lift to drag ratio lebih tinggi 1,33% daripada nilai lift to drag ratio bentuk cut off wing tip dan sekaligus merupakan nilai lift to drag ratio yang tertinggi. Oleh sebab itu, bentuk aft swept wing tip dinilai sebagai desain yang optimal untuk digunakan pada pesawat terbang model karena memiliki nilai lift to drag ratio yang tertinggi.

V. KESIMPULAN DAN PEKERJAAN MENDATANG

Hasil analisis pengaruh modifikasi wing tip terhadap performa aerodinamika sayap yang diamati pada kecepatan 8,33 m/s dengan sudut serang 0° menunjukkan bahwa desain bentuk infinite wing tip menghasilkan nilai koefisien lift sebesar 0,249437106, nilai koefisien drag sebesar 0,032376252, dan lift to drag ratio sebesar 7,704323091 (nilai lift to drag ratio yang terendah). Desain bentuk cut off wing tip menghasilkan nilai koefisien lift sebesar 0,292337624, nilai koefisien drag sebesar 0,025722932, dan nilai lift to drag ratio sebesar 11,36486404. Desain bentuk aft swept wing tip menghasilkan nilai koefisien lift sebesar 0,322231093, nilai koefisien drag sebesar 0,027981121, dan nilai lift to drag ratio sebesar 11,51601789 (nilai lift to drag ratio yang tertinggi).

Desain yang dinilai optimal untuk digunakan pada pesawat model adalah desain yang memiliki nilai lift to drag ratio tertinggi yaitu bentuk aft swept wing tip

Di masa mendatang, beberapa pekerjaan penelitian akan dilakukan. Pekerjaan mendatang akan melanjutkan penelitian tentang pengaruh sudut pemasangan sayap terhadap performa aerodinamika sayap guna mengetahui sudut pemasangan sayap yang menghasilkan performa aerodinamika yang paling optimal.

REFERENSI

- [1] Anderson, J.D. (1995) Computational fluid dynamics: the basics with applications. New York: McGraw-Hill (McGraw-Hill series in mechanical engineering).

- [2] Anderson, J.D. (2017) *Fundamentals of aerodynamics*. Sixth edition. New York, NY: McGraw Hill Education (McGraw-Hill series in aeronautical and aerospace engineering).
- [3] Azeez, A.A. et al. (2019) 'Aerodynamics Optimization of RC Plane Winglet', in 2019 8th International Conference on Modeling Simulation and Applied Optimization (ICMSAO). Manama, Bahrain: IEEE, pp. 1–5. Available at: <https://doi.org/10.1109/ICMSAO.2019.8880426>.
- [4] Firmanto, B. (2022) 'Analisis Pengaruh Perubahan Ketebalan dan Lokasi Maximum Camber pada NACA 4 Digit Terhadap Performa Aerodinamika Sayap Pesawat Terbang Radio Controlled Menggunakan ANSYS Student 2022 R1', *Journal of Defence Science and Technology* [Preprint].
- [5] Firmanto, B. and Hernawan, S.T. (2022) 'Desain dan Analisis Numerik Performa Aerodinamika Pesawat Terbang Radio Controlled untuk Aeromodeling Taruna AAU', *Patriot Biru TNI AU*, p. 11.
- [6] Hegde, S.S. and Nayak, S. (2014) 'A Systematic Approach for Designing, Analyzing and Building a Model RC Plane', *International Journal of Engineering Research*, 3(12), p. 7.
- [7] Jodha, P. (2015) *Aircrafts winglets analysis in CFD*. Department of Engineering, University of Derby.
- [8] Ladson, C.L., Brooks, Jr., C.W. and Hill, A.S. (1996) 'Computer Program To Obtain Ordinates for NACA Airfoils'. Available at: <http://techreports.larc.nasa.gov/ltrs/ltrs.html>.
- [9] Nugroho, G. et al. (2017) 'CFD Simulation of the Endplate Effect on the Elang Caraka Unmanned Aerial Vehicle (UAV)', *Proceeding of the INternational Conference on Advanced Mechatronic, Intelligent Manufacture, and Industrial Automation*, Surabaya Indonesia, IEEE Explore [Preprint].
Nugroho, G., Bramantya, M.A. and Setiawan, B. (2015) 'Simulasi Pengaruh Airfoil NACA 4412 dan MH60 Dengan Variasi Taper Ratio Terhadap CL dan CD Pesawat Tanpa Awak Untuk Misi Surveillance'.
- [10] Rahman, R. ur and Nayeem, M.H.K. (2017) 'Design and performance analysis of unmanned aerial vehicle (UAV) to deliver aid to the remote area', *International Conference on Mechanical, Industrial and Materials Engineering 2017 (ICMIME2017)* 28-30 December, 2017, RUET, Rajshahi, Bangladesh. [Preprint].
- [11] Raymer, D. (2018) *Aircraft Design: A Conceptual Approach*, Sixth Edition. Available at: <https://doi.org/10.2514/4.104909>.