

Analisis karakteristik aerodinamika *telescopic wing* dengan konfigurasi sayap *flying wing* dan *glider* menggunakan metode pendekatan simulasi CFD

Azhim Asyratul Azmi^{1*}, Satriawan Dini Hariyanto², Arif Hidayat³

¹Prodi Teknik Mesin, Fakultas Teknik, Universitas Muhammadiyah Yogyakarta
Jl. Brawijaya, Kasihan, Bantul, Daerah Istimewa Yogyakarta, Indonesia

²Jurusan Teknik Mesin, Fakultas Teknologi Industri, Institut Teknologi AKPRIND
Jl. Kalisahak No.28 Kompleks Balapan, Daerah Istimewa Yogyakarta, Indonesia

³Program Studi D3 Teknik Mesin, Politeknik LPP

Jl. LPP No.1 Daerah Istimewa Yogyakarta, Indonesia

*Corresponding author: azhim.asyratul.azmi@gmail.com

Abstract

A *telescopic wing* is a shape-changing method of the aircraft wing known as the *morphing wing system*. *Wingspan* extends capability on *telescopic wing* increasing the aspect ratio to get a high lift force. The *telescopic wing* on a *flying wing* configuration as an external wing and *glider wing* as an internal wing can be used to increase the coefficient lift (C_L) when carrying out special missions. The aerodynamic characteristics using the Computational Fluid Dynamic (CFD) simulation approach is presented. For the 40% internal wingspan, the highest C_L increment was 12.9% at a 10° angle of attack. For the 50% internal wingspan, the highest C_L increment was 14.9% at a 10° angle of attack. on the 40% internal wing, the highest coefficient drag (C_D) increment was 4.7%, and the largest C_D increment on 50% internal was 9.5% at the angle of attack of 20° . The pressure distribution along the internal wingspan was uneven from an angle of attack of 15° due to the wing tip vortices of the external wing. Streamline pattern shown a bubble separation from the leading edge at an internal wing root by external wing tip vortices.

Keywords: *Morphing wing, telescopic wing, flying wing, glider*

Abstrak

Telescopic wing adalah salah satu metode dari perubahan bentuk sayap pesawat atau yang dikenal dengan *morphing wing system*. Pada *telescopic wing*, *wingspan* memanjang menjadi ukuran tertentu untuk meningkatkan gaya angkat. *Teleskopik wing* dengan konfigurasi *flying wing* sebagai sayap eksternal serta sayap *glider* sebagai sayap internal dapat digunakan untuk meningkatkan nilai *coefficient lift* (C_L) ketika menjalankan misi tertentu. Karakteristik aerodinamika telah dikaji menggunakan pendekatan simulasi *Computational Fluid Dynamic* (CFD). Pada penelitian ini diperoleh bahwa peningkatan nilai C_L tertinggi untuk sayap internal 40% adalah sebesar 12,9% pada sudut serang 10° . Sedangkan pada sayap internal 50%, peningkatan nilai C_L tertinggi yaitu 14,9% pada sudut serang 10° . Peningkatan nilai *coefficient drag* (C_D) terjadi seiring kenaikan sudut serang. Kenaikan nilai C_D terbesar pada sayap internal 40% adalah sebesar 4,7% sedangkan pada sayap internal 50% kenaikan C_D terbesar yaitu 9,5% pada sudut serang 20° . Distribusi tekanan sepanjang *wingspan* pada sayap internal tidak merata mulai dari sudut serang 15° akibat dari wing tip *vortices* sayap eksternal. *Wing tip voritces* pada menyebabkan *bubble separation* pada *leading edge* yang terlihat dari pola *streamline*.

Kata kunci: *Morphing wing, telescopic wing, flying wing, glider*

Pendahuluan

Telescopic wing adalah salah satu metode dari perubahan bentuk sayap

pesawat atau yang dikenal dengan *morphing wing system* [1]. Beragam jenis sistem *morphing wing* telah banyak dikembangkan,

diantaranya adalah *variation chamber wing* [2], *variable wing sweep* [3], dan *variable wing chord* [4]. *Telescopic wing* merupakan desain konseptual pesawat yang mampu mengakomodasi model penerbangan yang berbeda sehingga dapat digunakan untuk menjalankan misi penerbangan yang berubah-ubah. *Telescopic wing* dirancang untuk menjaga pesawat dapat terbang dengan efisien pada kecepatan yang berbeda-beda [5].

Pada *telescopic wing*, *wing span* memanjang menjadi ukuran tertentu sehingga meningkatkan aspek rasio sayap untuk mendapatkan nilai gaya angkat yang lebih baik [6]. Salah satu misi yang membutuhkan jenis pesawat ini adalah pemantauan udara pada korban kecelakaan pendakian gunung. Misi seperti ini menuntut pesawat harus terbang dengan kecepatan tinggi menuju titik asumsi kecelakaan, kemudian terbang dengan kecepatan rendah untuk melakukan pemantauan agar lebih efektif.

Model penerbangan dengan kecepatan tinggi pada skala pesawat model umumnya menggunakan jenis *flying wing*. *Wing span* yang relatif pendek serta desain pesawat yang tidak memiliki *vertical stabilizer* dan *elevator*, mampu meminimalisir *coefficient drag* (C_D) sehingga lebih efektif untuk terbang cepat dan bermanuver. *Flying wing* dengan panjang *wing span* 1,06 m mampu terbang hingga kecepatan maksimum 22,6 m/s menggunakan motor *brushless* 16/15/6 dan propeller 7x4 [7].

Untuk model penerbangan dengan kecepatan terbang rendah, pesawat model jenis *glider* sangat relevan untuk diaplikasikan. Pesawat *glider* memiliki *coefficient lift* (C_L) yang tinggi hingga mampu terbang dengan kecepatan rendah dan efisiensi penggunaan motor penggerak lebih baik [8].

Perbedaan mendasar pada pesawat model *flying wing* dan *glider* adalah jenis airfoil yang digunakan. *Flying wing* menggunakan airfoil jenis *reflexed*, yaitu airfoil semi-simetris untuk pesawat yang membutuhkan tingkat manuver yang tinggi.

Sementara itu, pesawat *glider* menggunakan tipe airfoil *under chambered* yang merupakan jenis airfoil dengan C_L yang tinggi [9].

Misi pemantauan kecelakaan pendakian gunung, dapat menggunakan perpaduan pesawat jenis *flying wing* dan *glider* yang menerapkan metode *telescopic wing*. Sayap *flying wing* dibagi menjadi dua yaitu sayap eksternal dan internal. Sayap eksternal merupakan sayap *flying wing* dengan airfoil jenis *reflexed* dan sayap pesawat *glider* menjadi sayap internal yang diposisikan di dalamnya. Ketika telah mencapai titik asumsi kecelakaan pendakian gunung, sayap internal dengan airfoil glider dapat dikeluarkan untuk meningkatkan nilai C_L .

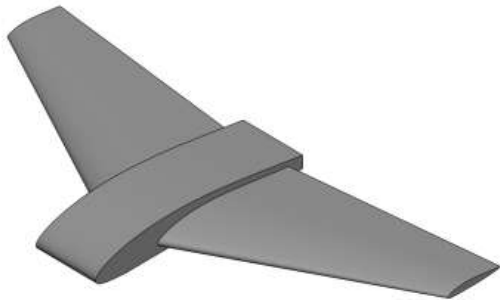
Karakteristik aerodinamika dari *telescopic wing* perpaduan *flying wings* dan *glider* dapat diketahui menggunakan metode pendekatan Simulasi *Computational Fluid Dynamic (CFD)*. Pada penelitian ini akan dilakukan simulasi untuk mengetahui pengaruh *telescopic wing* pada konfigurasi sayap *flying wing* dan *glider* yang belum pernah dilakukan sebelumnya. Karakteristik aerodinamika pada penelitian ini meliputi nilai C_L dan C_D serta distribusi tekanan pada sayap. Untuk meningkatkan ketelitian, pendekatan simulasi CFD dilakukan menggunakan *software* ANSYS Fluent yang merupakan *software* metode pendekatan numerik kontrol volume.

Metode Penelitian

Pada penelitian ini simulasi dibagi menjadi 3 tahapan, yaitu *pre-processing*, *processing*, dan *post-processing*. Pada tahap *preprocessing* akan dilakukan pembentukan model 3D, pembentukan *computational domain*, pembentukan *mesh* serta pengaturan *boundary condition*. Tahap *processing* meliputi perhitungan terhadap parameter yang telah diberikan sebelumnya. Selanjutnya akan dilakukan tahap *post-processing* untuk pengambilan data C_L dan C_D serta kontur aliran.

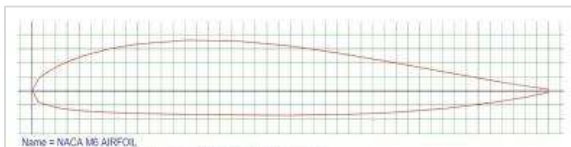
Pesawat yang dijadikan objek pada penelitian ini merupakan *flying wings*

dengan *wingspan* 1800 mm. Ukuran *wingspan* mengacu pada *flying wing* yang umum digunakan untuk misi pemantauan dan observasi yaitu Skywalker X7. Tahap pembentukan model 3D pesawat dilakukan terlebih dahulu sebelum pembentukan *mesh* seperti yang ditunjukkan pada Gambar 1.



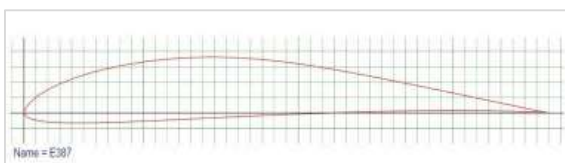
Gambar 1. Model 3D *Flying Wings*

Airfoil yang digunakan pada sayap *flying wing* pada penelitian ini adalah NACA M6 yang merupakan airfoil jenis *reflexed*. *Chord* pada *root* sebesar 550 mm dengan *sweep angle* sayap 27° dan *chord* pada *wing tip* sebesar 220 mm. Pemilihan NACA M6 didasari oleh profil airfoil yang memiliki luas area yang besar pada *thickness* 100%, sehingga memiliki ruang lebih untuk peletakkan sayap internal (Gambar 2).



Gambar 2. Profil Airfoil NACA M6

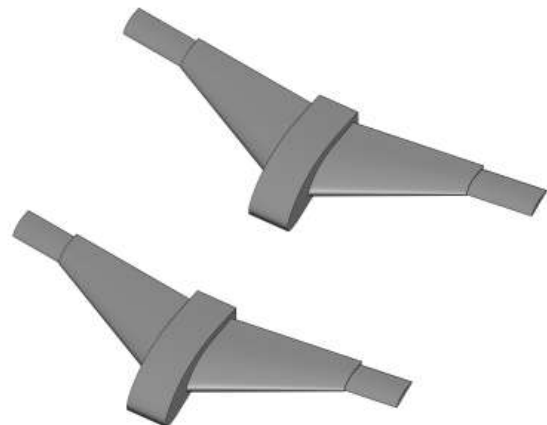
Airfoil pada sayap internal yang adalah Eppler E387 yang banyak digunakan pada pesawat *Glider*. Eppler E387 memiliki kemampuan untuk memproduksi gaya angkat yang besar pada sudut serang yang rendah [10]. Ukuran keseluruhan airfoil sayap internal harus lebih kecil agar dapat diletakkan pada sayap eksternal dengan menjaga tingkat ketebalan airfoil tetap pada 100% (Gambar 3).



Gambar 3. Profil Airfoil Eppler E387

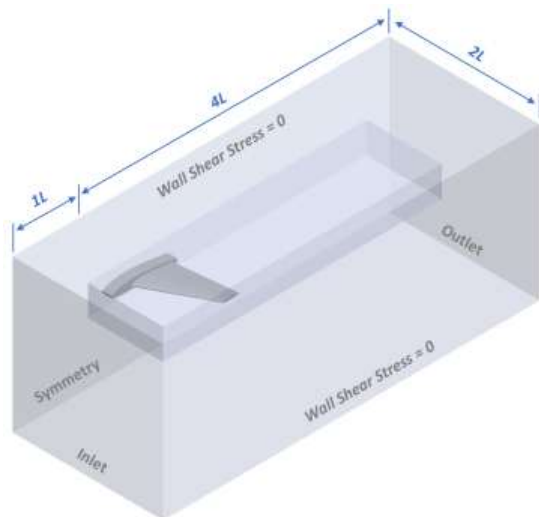
Persentase *wingspan* sayap internal terhadap sayap eksternal sebesar 40% dan 50%. Persentase *wingspan* tersebut mempertimbangkan panjang maksimal sayap agar tidak melebihi posisi *servo* penggerak *elevon*. Pada penelitian ini panjang *chord* sayap internal adalah 190 mm yang diposisikan 6 mm di belakang *leading edge* sayap eksternal.

Luas alas sayap meningkat ketika sayap internal dibentangkan. Luas alas sayap pesawat tanpa sayap internal adalah sebesar $0,83351 \text{ m}^2$. Ketika sayap internal dibentangkan 40%, luas alas sayap menjadi $0,95513 \text{ m}^2$ dan meningkat hingga $1,12235 \text{ m}^2$ ketika menggunakan sayap internal 50% (Gambar 4).



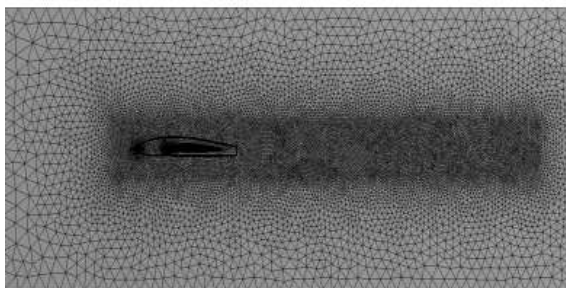
Gambar 4. *Flying wings* dengan sayap internal Glider 40% dan 50%

Setelah objek penelitian dibentuk, langkah selanjutnya adalah pembuatan *computational domain*. *Computational domain* pada penelitian ini terbagi menjadi domain atmosfer dan domain pesawat. Domain atmosfer memiliki panjang $5L$ dan lebar $2L$ dimana L adalah panjang *fuselage* pesawat. Jarak pesawat terhadap *inlet* adalah sebesar $1L$. Simulasi pada penelitian ini hanya menggunakan setengah dari keseluruhan lebar *computational domain* dengan mempertimbangkan *computational time* dan jumlah *mesh* yang terbentuk. Selanjutnya akan dilakukan *mirroring* pada *post processing* (Gambar 5).



Gambar 5. *Computational domain* simulasi

Pembentukan *mesh* dilakukan menggunakan Ansys Meshing. *Mesh* yang digunakan pada penelitian ini adalah kombinasi *tetrahedral mesh* dan *wedge mesh* dengan *body of influence sizing* sebagai metode *refinement*. Pengaruh dari *body influence sizing* terlihat dari jumlah *mesh* yang terbentuk lebih banyak di sekitar domain pesawat dan daerah di belakang pesawat yang merupakan jalur aliran *wake* pesawat (Gambar 6).

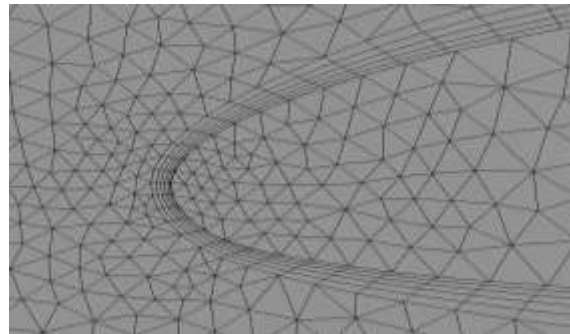


Gambar 6. Hasil Pembentukan *Mesh*

Penggunaan *body of influence* bertujuan untuk meningkatkan akurasi di perhitungan di sekitar pesawat. Usaha untuk meningkatkan akurasi di perhitungan juga dilakukan dengan penggunaan *inflation* pada elemen *mesh* yang berhubungan langsung dengan domain pesawat, seperti yang ditunjukkan Gambar 7. Penggunaan *inflation* membentuk *mesh* jenis *wedge mesh* yang menyelimuti domain pesawat.

Jumlah *mesh* yang terbentuk adalah sebanyak 6.066.429 elemen, dengan jumlah elemen terbanyak berada di tingkat *skewness* 0,13. Ukuran *mesh* yang

dihasilkan bervariasi dengan ukuran terkecil adalah 0,000114 m.



Gambar 7. *Inflation* pada elemen yang berhubungan langsung dengan domain pesawat

Penentuan jenis dan nilai *boundary condition* dilakukan setelah *mesh* berhasil terbentuk. Pada bagian *inlet* digunakan *boundary condition* jenis *velocity inlet* sebesar 15 m/s yang merupakan asumsi kecepatan terbang dari pesawat. Bagian *outlet* menggunakan *pressure outlet* sebesar 1 atm atau 101325 Pa. Pada bagian sisi atas, bawah, dan samping domain atmosfer digunakan *boundary condition* jenis *wall* dengan *shear stress wall* sebesar 0. Pada domain pesawat jenis *boundary condition* yang digunakan adalah *wall* dengan kondisi *no slip wall*.

Simulasi pada penelitian ini dijalankan dalam kondisi RANS *steady state*. Model turbulen yang digunakan adalah *Standar K-Epsilon* dengan penambahan parameter *scalable wall function*. Pada *solution method*, *pressure-velocity coupling* menggunakan skema *Coupled*. Luas area domain pada *reference value* diberikan nilai sesuai dengan luas area sayap.

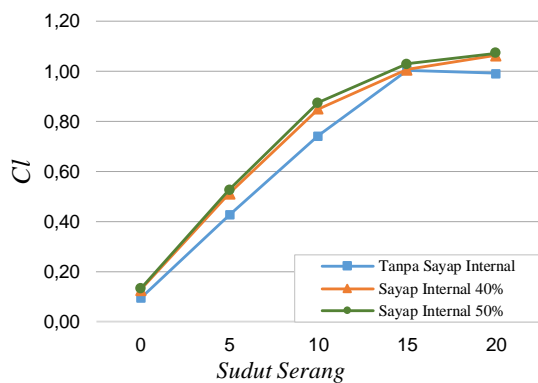
Hasil yang akan dicapai dari penelitian ini adalah karakteristik aerodinamika dari penerapan *telescoping wing* yang berupa informasi nilai C_L dan C_D . Pengamatan dilakukan pada konfigurasi variasi pesawat tanpa sayap internal, sayap internal 40% dan sayap internal 50%. Nilai C_L dan C_D pada setiap variasi juga akan dilakukan pengamatan untuk sudut serang 0° , 10° , 15° , dan 20° . Pengambilan data dilakukan ketika tidak terjadi lagi fluktuasi grafik hasil nilai C_L dan C_D untuk setiap iterasi. Proses perhitungan akan dinyatakan

selesai ketika kriteria konvergen telah tercapai, yaitu sebesar 0,001. Selain nilai C_L dan C_D , akan dilakukan juga observasi terhadap kontur kecepatan dan tekanan.

Hasil dan Pembahasan

Simulasi telah dilakukan menggunakan bantuan *software* Ansys Fluent. Konvergensi tercapai untuk setiap variasi sudut serang.

Hasil studi numerik menunjukkan bahwa penambahan sayap internal pesawat mampu meningkatkan nilai C_L . Nilai C_L terbesar pada pesawat tanpa sayap internal adalah 1,0 yang diperoleh pada sudut serang 15° seperti yang ditunjukkan pada Gambar 8.



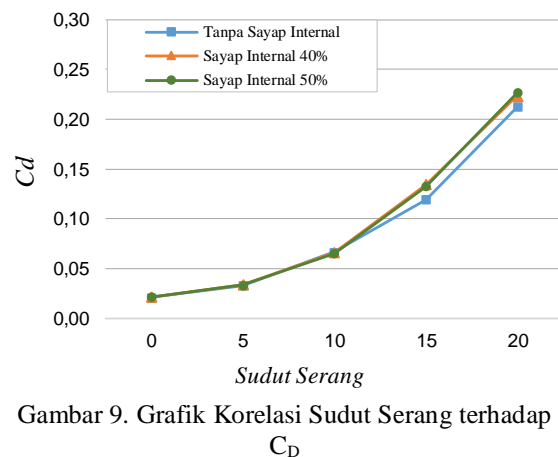
Gambar 8. Grafik Korelasi Sudut Serang terhadap C_L

Peningkatan nilai C_L terbesar ketika menggunakan sayap internal diperoleh pada sudut serang 10° . Pada sudut serang 10° , *flying wing* tanpa sayap internal memiliki nilai C_L sebesar 0,74. Nilai C_L kemudian meningkat menjadi 0,85 atau sebesar 12,9% menggunakan sayap internal 40%. Selanjutnya C_L terus meningkat menjadi 0,87 atau sebesar 14,9% ketika menggunakan sayap internal 50%.

Penggunaan sayap internal baik 40% maupun 50% meningkatkan *stall point* pada pesawat. Hal ini seperti yang ditunjukkan Gambar 8, dimana pada sudut serang 20° pesawat tanpa sayap internal mulai kehilangan gaya angkat. Sementara itu, dengan menggunakan sayap internal gaya angkat pesawat masih menunjukkan tren meningkat yang ditandai dengan grafik C_L yang masih meningkat.

Nilai C_L tertinggi dengan konfigurasi sayap internal 40% dan 50% terjadi pada sudut serang 20° dan memiliki nilai yang hampir sama. Pada bentangan sayap internal 40%, C_L yang diperoleh adalah sebesar 1,06 sedangkan pada bentangan sayap internal 50% diperoleh nilai C_L sebesar 1,07. Hal ini dikarenakan perbedaan panjang yang tidak terlalu signifikan antara sayap internal 40% dan 50%.

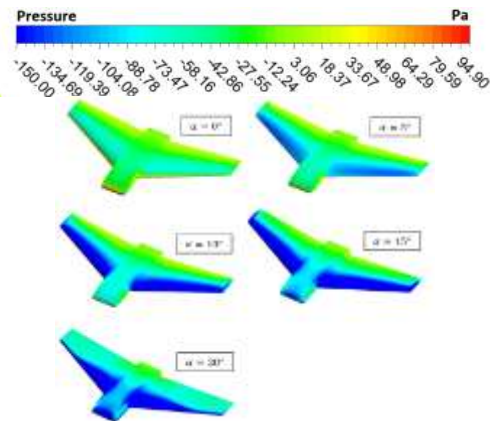
Hasil simulasi menunjukkan terjadi kenaikan C_D ketika pesawat menggunakan sayap internal. Kenaikan nilai C_D tidak terlalu signifikan seperti yang ditunjukkan Gambar 9.



Gambar 9. Grafik Korelasi Sudut Serang terhadap C_D

Pada pesawat tanpa sayap internal, nilai C_D tertinggi yang diperoleh adalah sebesar 0,21. Ketika menggunakan sayap internal 40% nilai C_D tertinggi adalah sebesar 0,22 atau terjadi kenaikan sebesar 4,7%. Nilai C_D tertinggi pada sayap internal 50% adalah sebesar 0,23 atau terjadi kenaikan sebesar 9,5% dibandingkan pesawat tanpa sayap internal. Nilai C_D tertinggi ketika menggunakan sayap internal diperoleh pada sudut serang 20° .

Tahap *post processing* pada penelitian ini menggunakan *software* CFD Post untuk mendapatkan kontur distribusi tekanan pada bagian sayap pesawat. Kontur tekanan pada pesawat tanpa sayap internal untuk setiap variasi sudut serang ditunjukkan pada Gambar 10.

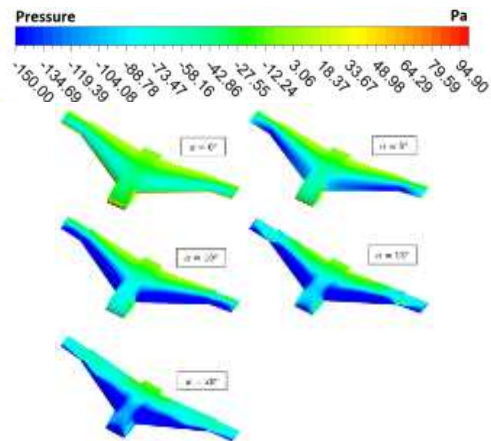


Gambar 10. Kontur Distribusi Tekanan pada Pesawat Tanpa Sayap Internal

Pada Gambar 10 dapat diketahui bahwa distribusi tekanan pada sayap pesawat terfokus pada bagian daerah sekitar *leading edge*. Pada sudut serang 0° terlihat distribusi tekanan negatif belum terbentuk dengan sempurna yang ditandai dengan kontur dari permukaan sayap bagian atas didominasi warna hijau. Kondisi seperti ini menandakan gaya angkat pesawat yang relatif rendah.

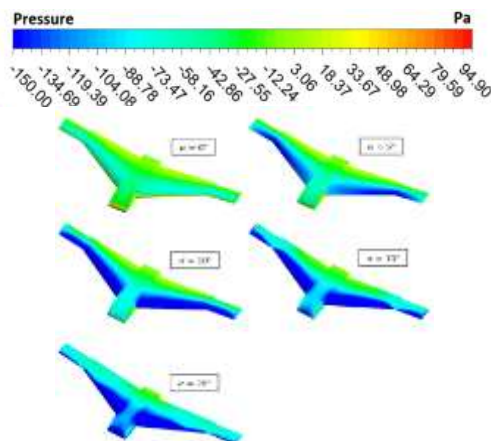
Tekanan negatif mulai terbentuk optimal pada sudut serang 5° dimana permukaan atas sayap mulai mulai tampak berwarna biru yang kemudian terus terdistribusi dengan baik hingga sudut serang 15° . Pada sudut serang 20° tekanan negatif pada permukaan sayap berkurang hampir setengah dari *wingspan* akibat dari separasi aliran udara.

Pengamatan yang sama dilakukan pada pesawat dengan sayap internal 40%. Distribusi tekanan yang dihasilkan memiliki karakteristik yang serupa dengan pesawat tanpa sayap internal seperti yang ditunjukkan pada Gambar 11.



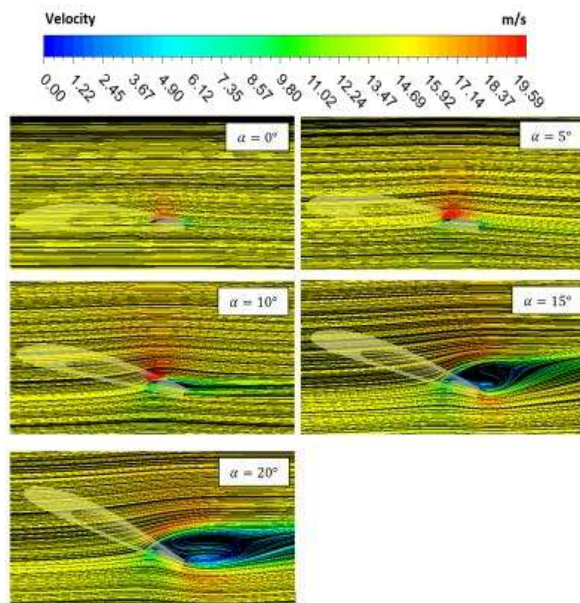
Gambar 11. Kontur Distribusi Tekanan pada Pesawat dengan Sayap Internal 40%

Pesawat dengan sayap internal 40% terlihat memiliki distribusi tekanan negatif yang baik pada sudut serang 10° . Tekanan negatif mencapai -150 Pa di seluruh daerah *leading edge* sayap eksternal maupun sayap internal, namun pada sudut serang 15° , tekanan negatif pada sayap internal mulai berkurang.



Gambar 12. Kontur Distribusi Tekanan pada Pesawat dengan Sayap Internal 50%

Hal ini terjadi karena ukuran chord dan ketebalan kedua jenis sayap tersebut berbeda, sehingga terjadi *wing tip vortices* pada sayap eksternal. *Wing tip vortices* yang terbentuk pada sayap eksternal mengakibatkan tekanan tidak terdistribusi dengan baik pada sayap internal, hal ini ditunjukkan oleh visualisasi pola *streamline* aliran pada Gambar 13.



Gambar 13. Visualisasi Pola *Streamline* pada Sayap Internal

Karakteristik distribusi tekanan pada sayap internal 40% dan 50% terlihat sangat identik terutama bagian *root* sayap internal. Visualisasi pola *streamline* aliran kedua sayap dapat dilakukan pada salah satu sayap saja. Visualisasi pola *streamline* aliran yang ditunjukkan pada Gambar 13 diambil pada jarak 5 mm dari *root* sayap internal 40%. Pola *streamline* menunjukkan bahwa aliran udara mengalir sempurna hingga *trailing edge* sayap pada sudut serang 0° hingga 5°. Pada sudut serang 10° mulai terjadi separasi aliran di daerah *trailing edge* dan terus berkembang hingga sudut serang 20°.

Pada sudut serang 15° mulai terbentuk *bubble separation* pada sayap internal yang mengakibatkan tekanan pada permukaan sayap atas tidak terdistribusi merata. Hal ini dikarenakan aliran udara yang mengalir pada luasan permukaan sayap berkurang. *Bubble separation* terbesar terjadi pada sudut serang 20°, dimana *bubble separation* terbentuk dari *leading edge* hingga *trailing edge* sayap internal.

Kesimpulan

Dari hasil penelitian dapat diambil kesimpulan bahwa *telescopic wing* dengan konfigurasi *flying wings* dan *glider* mampu meningkatkan nilai C_L . Peningkatan nilai C_L tertinggi untuk sayap internal 40%

adalah sebesar 12,9% pada sudut serang 10°. Sedangkan pada sayap internal 50%, peningkatan nilai C_L tertinggi yaitu 14,9% pada sudut serang 10°. Peningkatan nilai C_D terjadi seiring kenaikan sudut serang. Kenaikan nilai C_D terbesar pada sayap internal 40% adalah sebesar 4,7% sedangkan pada sayap internal 50% kenaikan C_D terbesar yaitu 9,5% pada sudut serang 20°. Distribusi tekanan sepanjang *wingspan* pada sayap internal tidak merata mulai dari sudut serang 15° akibat dari *wing tip vortices* sayap eksternal. *Wing tip vortices* pada menyebabkan *bubble separation* pada *leading edge* yang terlihat dari pola *streamline*.

Referensi

- [1] J. Vale, A. Leite, F. Lau, and A. Suleman, "Aero-structural optimization and performance evaluation of a morphing wing with variable span and camber," *J. Intell. Mater. Syst. Struct.*, vol. 22, no. 10, pp. 1057–1073, 2011.
- [2] J. Manzo and E. Garcia, "Demonstration of an insitu morphing hyperelliptical cambered span wing mechanism," *Smart Mater. Struct.*, vol. 19, no. 2, 2010.
- [3] J. Hall, K. Mohsenit, D. Lawrence, and P. Geuzaine, "Investigation of variable wing-sweep for applications in micro Air Vehicles," *Collect. Tech. Pap. - InfoTech Aerosp. Adv. Contemp. Aerosp. Technol. Their Integr.*, vol. 4, no. September, pp. 2392–2402, 2005.
- [4] J. Vale, F. Lau, A. Suleman, and P. Gamboa, "Multidisciplinary design optimization of a morphing wing for an experimental UAV," *Collect. Tech. Pap. - 11th AIAA/ISSMO Multidiscip. Anal. Optim. Conf.*, vol. 4, no. May 2014, pp. 2639–2658, 2006.

- [5] J. Mestrinho, P. Gamboa, and P. Santos, “a Small UAV,” no. April, pp. 1–18, 2011.
- [6] M. Bashir, P. Rajendran, and A. Mule, “Investigation on Three-Dimensional CFD Validation for a Variable Span Morphing Wing,” *Asian J. Converg. ...*, no. April, 2017.
- [7] J. N. Ostler and W. J. Bowman, “Flight testing of small, electric powered unmanned aerial vehicles,” *Collect. Tech. Pap. - U.S. Air Force T E Days Transform. T E Enterp.*, vol. 2005, no. 3, pp. 484–495, 2005.
- [8] P. Lauk and K. E. Unt, “Influence of miniflaps on sailplane flight characteristics,” *Aviation*, vol. 19, no. 3, pp. 105–111, 2015.
- [9] A. A. Alsahlan and T. Rahulan, “Aerofoil design for unmanned high-altitude Aft-swept flying wings,” *J. Aerosp. Technol. Manag.*, vol. 9, no. 3, pp. 335–345, 2017.
- [10] B. Emmerson and D. Verstraete, “A post-stall experimental study of an eppler 387 airfoil at a reynolds number of 300,000,” *AIAA Scitech 2020 Forum*, vol. 1 PartF, no. January, pp. 1–16, 2020.