

PENGARUH *HEMISPHERICAL VORTEX GENERATOR* TERHADAP GAYA ANGKAT DAN GAYA HAMBAT SAYAP PESAWAT BOEING 737-800 MENGGUNAKAN NACA 22112 DENGAN METODE CFD

Randy Aditya Dirgantara Sadikin

S1 Teknik Mesin, Fakultas Teknik, Universitas Negeri Surabaya
Email: randy.22079@mhs.unesa.ac.id

Dr. A. Grummy Wailanduw, M.Pd., M.T.

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

Abstrak

Sayap pesawat Boeing 737-800 yang menggunakan *airfoil* NACA 22112 memiliki peran krusial dalam menghasilkan gaya angkat, namun performa aerodinamika menurun pada sudut serang (*angle of attack*) tinggi akibat fenomena separasi aliran yang dapat memicu *stall*. Salah satu metode pasif untuk menunda separasi aliran adalah penggunaan *Vortex Generator*. Penelitian ini bertujuan untuk mengetahui pengaruh pemasangan variasi rasio ukuran *Hemispherical Vortex Generator* (HVG) terhadap performa aerodinamika, meliputi koefisien gaya angkat (C_L), koefisien gaya hambat (C_D), kontur tekanan, dan *velocity streamline*. Penelitian ini menggunakan metode simulasi numerik berbasis *Computational Fluid Dynamics* (CFD) dengan analisis dua dimensi *steady state* menggunakan perangkat lunak ANSYS Fluent. Variabel bebas dalam penelitian ini adalah rasio ukuran lebar HVG terhadap *chord* (b/c) sebesar 0,01 (HVG 1), 0,02 (HVG 2), dan 0,03 (HVG 3) yang dipasang pada posisi 20% *chord line*. Pengujian dilakukan pada variasi sudut serang 0°, 5°, 10°, 15°, dan 20° pada tiga kondisi operasional, yaitu *landing* (70 m/s, $Re = 1,81 \times 10^7$), *take-off* (75 m/s, $Re = 1,94 \times 10^7$), dan *jelajah/cruise* (230 m/s, $Re = 5,97 \times 10^7$). Hasil penelitian menunjukkan bahwa sayap tanpa HVG mengalami *stall* pada sudut serang 20°. Pemasangan HVG terbukti mampu menunda fenomena *stall* pada seluruh variasi bilangan Reynolds yang diuji. Di antara ketiga variasi, HVG 3 dengan rasio b/c = 0,03 menghasilkan performa terbaik. Analisis kontur tekanan menunjukkan bahwa HVG mampu mempertahankan zona tekanan rendah (*suction zone*) di permukaan atas *airfoil* pada sudut serang 20°, sementara analisis *velocity streamline* menunjukkan bahwa HVG 3 mampu mempertahankan aliran yang menempel (*attached flow*) paling lama sepanjang permukaan sayap dengan *wake region* yang paling sempit. Namun demikian, pemasangan HVG mengakibatkan penalti hambatan parasit (*parasitic drag penalty*) pada sudut serang rendah (0° dan 5°) akibat kehadiran fisik struktur HVG di permukaan sayap.

Kata Kunci: Aerodinamika, CFD, *Hemispherical Vortex Generator*, NACA 22112, Boeing 737-800.

Abstract

The wing of the Boeing 737-800 aircraft utilizing the NACA 22112 airfoil plays a crucial role in generating lift but the performance became downfall at high angles of attack due to flow separation phenomena that can trigger stall. One passive method to delay flow separation is the use of Vortex Generators. This study aims to determine the effect of installing varying size ratios of Hemispherical Vortex Generators (HVG) on aerodynamic performance, including lift coefficient (C_L), drag coefficient (C_D), pressure contours, and velocity streamlines. This research employs a numerical simulation method based on Computational Fluid Dynamics (CFD) with a two-dimensional steady-state analysis using ANSYS Fluent software. The independent variables in this study are the HVG width-to-chord size ratios (b/c) of 0.01 (HVG 1), 0.02 (HVG 2), and 0.03 (HVG 3), installed at 20% of the chord line. Testing was conducted at angles of attack of 0°, 5°, 10°, 15°, and 20° across three operational conditions: landing (70 m/s, $Re = 1.81 \times 10^7$), take-off (75 m/s, $Re = 1.94 \times 10^7$), and cruising (230 m/s, $Re = 5.97 \times 10^7$). The results show that the wing without HVG experiences stall at an angle of attack of 20°. The installation of HVG consistently delayed this stall phenomenon across all Reynolds number conditions tested. Among the three variations, HVG 3 with b/c = 0.03 delivered the best overall performance. Pressure contour analysis shows that HVG successfully maintained the suction zone on the upper surface of the airfoil at an angle of attack of 20°, while velocity streamline analysis demonstrated that HVG 3 maintained the longest attached flow along the wing surface with the narrowest wake region among all tested configurations. However, the installation of HVG also introduced a parasitic drag penalty at low angles of attack (0° and 5°) due to the physical presence of the HVG structure on the wing surface.

Keywords: Aerodynamics, CFD, *Hemispherical Vortex Generator*, NACA 22112, Boeing 737-800.

PENDAHULUAN

Pesawat merupakan salah satu alat transportasi modern yang sangat penting bagi umat manusia karena mampu menghubungkan wilayah antar kota, antar pulau, antar negara, bahkan antar benua. Keunggulan utama

transportasi udara terletak pada kecepatan, jangkauan luas, serta kemampuannya menjangkau daerah yang sulit ditempuh melalui moda transportasi darat maupun laut (Ghifari & Ahyudanari, 2021).

Aspek yang paling menentukan dari kemampuan sebuah pesawat untuk terbang adalah sayapnya. Menurut Federal Aviation Administration (2017) sayap berfungsi untuk menghasilkan gaya angkat atau *lift* agar pesawat dapat lepas landas dan tetap berada di udara dan dapat juga menghasilkan gaya hambat atau *drag* yang dapat menghentikan gerakan pesawat.

Salah satu parameter penting dalam aerodinamika sayap pesawat adalah *angle of attack* (*AoA*) atau sudut serang, yaitu sudut antara *chord line* *airfoil* dengan arah relatif angin. Setiap *airfoil* memiliki nilai *AoA* kritis yang apabila terlampaui akan menyebabkan *stall*, yaitu hilangnya gaya angkat akibat terjadinya separasi aliran udara. Menurut Federal Aviation Administration (2017), nilai sudut kritis ini umumnya berada pada kisaran 16° hingga 20° , tergantung pada bentuk dan konfigurasi sayap yang digunakan. Rentang ini menunjukkan bahwa kontrol *AoA* sangat penting untuk menjaga stabilitas penerbangan serta mengoptimalkan performa aerodinamika pesawat.

NACA *airfoil* adalah jenis penampang aerodinamis (*airfoil*) yang dikembangkan oleh *National Advisory Committee for Aeronautics* (NACA) untuk sayap pesawat terbang. *Airfoil* ini dirancang secara sistematis dengan mempertimbangkan kelengkungan permukaan (*camber*), penyebaran ketebalan (*thickness*), dan bilangan *Reynolds* dalam pengujiannya sehingga menghasilkan distribusi tekanan yang optimal serta performa aerodinamis yang unggul (Usin et al., 2022). Sistem penomoran seri NACA seperti seri empat digit, lima digit, satu (*16-series*), enam, tujuh, dan delapan menyandi informasi penting, seperti besar dan lokasi maksimal *camber*, ketebalan, dan koefisien gaya angkat desain (C_L), sehingga memudahkan dalam prediksi sekaligus standarisasi desain *airfoil* (Raharjo, 2010).

Profil sayap (*airfoil*) pesawat Boeing 737-800 dirancang untuk mengoptimalkan performa penerbangan dan secara historis desainnya mengambil inspirasi dari seri NACA 2-series, khususnya profil NACA 22112. Modifikasi ini menjadi fondasi penting dalam menciptakan sayap *modern* yang efisien. Modifikasi yang telah dilakukan menghasilkan desain *airfoil supercritical* yang bersifat rahasia perusahaan (*proprietary*) dan tidak identik dengan desain NACA 22112 asli. Desain ini bertujuan untuk mengurangi hambatan aerodinamika (*drag*) pada kecepatan subsonik tinggi, sehingga pesawat dapat terbang lebih efisien (Anderson, 1999). Seperti yang dikemukakan oleh Raymer (2000) bahwa produsen pesawat komersial umumnya memodifikasi profil NACA standar untuk memenuhi kebutuhan operasional spesifik.

Memasang *vortex generator* (VG) di permukaan sayap adalah metode yang umum digunakan untuk mengurangi risiko *stall*. Menurut Gad-el-Hak (2001) *vortex generator* menghasilkan pusaran udara yang menambah energi pada lapisan batas aliran. Membuat udara tetap menempel pada sayap lebih lama dan tidak cepat terpisah. Dengan cara ini *stall* dapat ditunda gaya angkat dapat ditingkatkan dan hambatan dapat dikurangi. Inilah mengapa perangkat seperti *vortex generator* menjadi relevan alat ini membuat pusaran kecil untuk mengontrol titik transisi aliran dan menunda pemisahan aliran (*flow separation*) yang dapat

meningkatkan kinerja aerodinamis dan mencegah *stall* (Anderson, 1999).

Vortex generator (VG) memiliki bentuk yang bervariasi seperti *vane/ramp*, *delta* (segitiga), *rectangular*, dan *trapezoidal* yang masing-masing memiliki karakteristik berbeda dalam menghasilkan *vorteks* (Baldacchino et al., 2018; Lu et al., 2012).

Berdasarkan penelitian yang dilakukan oleh Tucker (2013) menjelaskan bahwa *hemispherical vortex generator* (VG) merupakan metode pasif yang efektif untuk mengendalikan pemisahan aliran pada profil sayap seperti NACA-0012, dengan menghasilkan pusaran (*horseshoe*) yang mengalirkan momentum tinggi ke dalam lapisan batas dan menunda titik pemisahan hasil terkuat dicapai oleh VG berukuran besar dengan jarak antar VG sekitar tiga kali diameternya.

Berdasarkan kajian tersebut, akan dilakukan penelitian mengenai efektivitas *hemispherical vortex generator* pada *airfoil* NACA 22112 yang digunakan pada Boeing 737-800 dengan tujuan untuk mengetahui pengaruh *hemispherical vortex generator* terhadap gaya angkat, gaya hambat, distribusi tekanan, serta karakteristik aliran udara pada sayap pesawat Boeing 737-800 dengan *airfoil* NACA 22112.

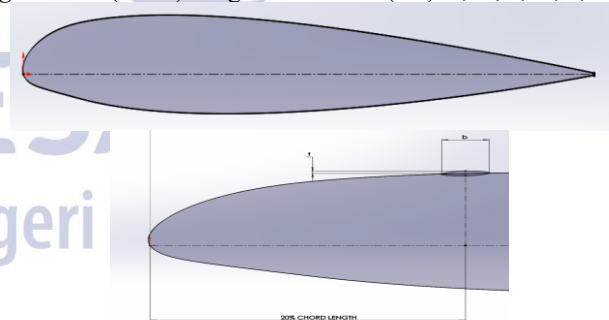
METODE

Jenis Penelitian

Penelitian untuk mengetahui pengaruh *hemispherical vortex generator* terhadap C_L , C_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 22112 dengan panjang *chord* (c) 4 meter dengan modifikasi penambahan *hemispherical vortex generator* (HVG) dengan rasio lebar (b/c): 0,01; 0,02; 0,03.



Gambar 1. *Airfoil* NACA 22112 & lokasi HVG

Variabel Penelitian

1. Variabel Bebas

Variabel bebas yang digunakan pada penelitian ini adalah rasio lebar *hemispherical vortex generator* terhadap panjang *chord* (b/c) 0,01; 0,02; 0,03.

2. Variabel Terikat

Pada penelitian ini variabel terikat berupa *Coefficient of Lift* (C_L), *Coefficient of Drag* (C_D), Kontur tekanan, Pola aliran udara (*pathline*)

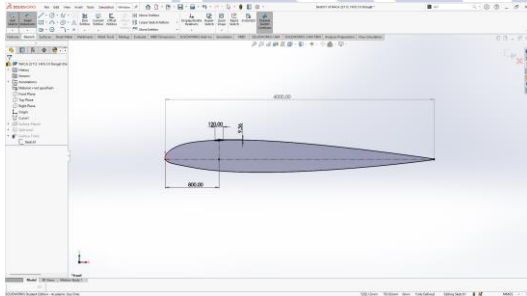
3. Variabel Kontrol

- *Reynold Number* (Re) yang digunakan adalah $1,94 \times 10^7$; $1,81 \times 10^7$; $5,97 \times 10^7$.
- Sudut serang yang digunakan adalah 0° , 5° , 10° , 15° , 20°
- Rasio tinggi *hemispherical vortex generator* terhadap panjang *chord* (t/c) adalah 0.00234.
- Properties fluida udara yang digunakan adalah massa jenis (ρ) = $1,19 \frac{kg}{m^3}$; viskositas dinamis (μ) = $1,81 \times 10^{-5} \frac{N \cdot s}{m}$; temperature (T) = $25^\circ C / 298,15$ K dan massa jenis (ρ) = $0,3639 \frac{kg}{m^3}$; viskositas dinamis (μ) = $1,42 \times 10^{-5} \frac{N \cdot s}{m}$; temperature (T) = $-56,5^\circ C / 216,65$ K untuk Re $5,97 \times 10^7$.

Teknik Pengumpulan Data Tahap *Pre-Processing*

1. Pembuatan geometri

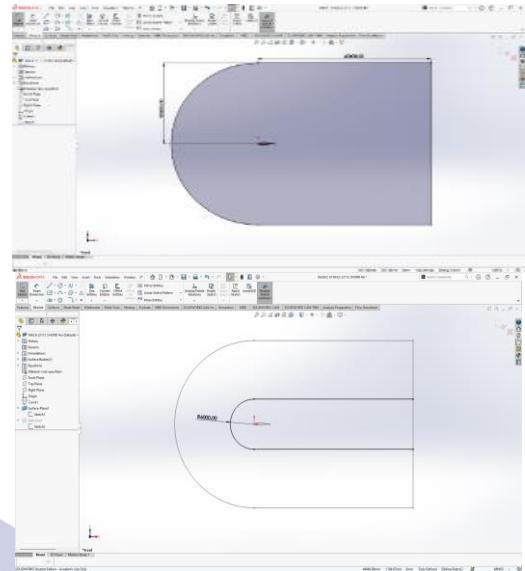
Pembuatan geometri dilakukan pada *softwawre* Solidwork, kemudian file tersebut di simpan dalam bentuk STEP.



Gambar 2. Pembuatan geometri hemispherical vortex generator

2. Penentuan domain

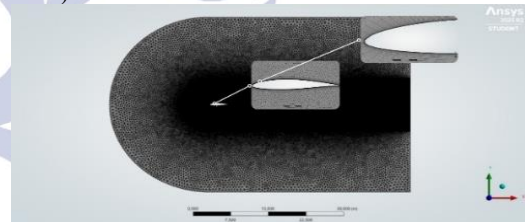
Ukuran dimensi domain ditentukan berdasarkan acuan dari Wadcock (1987) untuk menghindari efek dinding (*wall effect*) yang dapat memengaruhi hasil simulasi. Jarak batas domain ditentukan sebesar 10 kali panjang *chord* ke arah belakang (*downstream*) dan 5 kali panjang *chord* ke arah atas dan bawah. Merujuk pada prinsip diskretisasi yang dijelaskan oleh Anderson (1995), resolusi *grid* yang tinggi diperlukan di area gradien aliran tajam untuk mencegah hilangnya informasi aliran akibat *numerical diffusion*. Oleh karena itu, area *refinement* dirancang memanjang hingga 10 kali panjang *chord* ke arah belakang (*downstream*) dan mencakup ketinggian sekitar 1,5 kali panjang *chord* di atas permukaan sayap.



Gambar 3. Pembuatan domain fluida

3. Proses *meshing*

Proses *meshing* dilakukan menggunakan *software* ANSYS Fluent dengan tipe elemen segitiga (*triangular mesh*) menggunakan metode *unstructured grid*. Pemilihan tipe *unstructured triangular mesh* ini didasarkan pada fleksibilitasnya yang tinggi dalam menangani geometri yang memiliki kelengkungan kompleks, seperti pada bagian *leading edge* airfoil dan permukaan lengkung *Hemispherical Vortex Generator* (Versteeg & Malalasekera, 2007).



Gambar 4. Proses *meshing*

4. Penentuan solver dan boundary condition

Penelitian ini dilakukan menggunakan perangkat lunak ANSYS Fluent 2025 R2 dengan konfigurasi solver berbasis tekanan (*pressure-based solver*) dalam kondisi *steady-state* pada domain 2D. dan menggunakan metode SIMPLE (Semi-Implicit Method for Pressure-Linked Equations) sebagai metode *pressure-velocity coupling* yang dinilai efisien untuk aliran *steady-state* (Versteeg & Malalasekera, 2007), kemudian pengaturan pada inlet adalah *velocity inlet* dan untuk outlet adalah *outflow*, serta untuk *wall* (*no slip condition*).

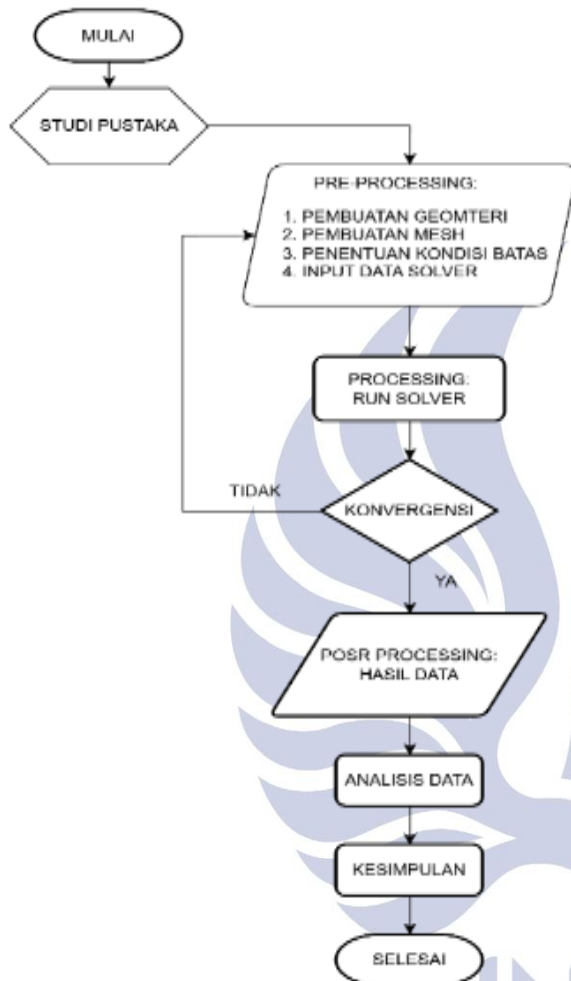
Tahap *Processing*

Tahap ini merupakan proses komputasi utama di mana *solver* melakukan iterasi terhadap setiap persamaan kontrol hingga mencapai kondisi konvergen. Nilai untuk batas konvergensi berada pada rentang 10^{-5} dan 10^{-6} , apabila nilai lebih kecil dari rentang tersebut maka perhitungan dihentikan (Querín et al., 2017). Apabila konvergensi telah tercapai maka dapat dilanjutkan ke *post-processing*.

Tahap Post-Processing

Tahap ini dilakukan untuk memperoleh hasil simulasi dalam bentuk data kuantitatif dan kualitatif. Data kuantitatif koefisien gaya angkat (C_L) dan koefisien gaya hambat (C_D), sedangkan data kualitatif berupa kontur tekanan (*pressure contour*), dan garis alir (*pathline*).

Diagram Alir Penelitian



Gambar 5. Diagram alir penelitian

HASIL DAN PEMBAHASAN

Validasi Model Tubulensi

Dalam penentuan model turbulensi, diawali dengan melakukan validasi masing-masing nilai model turbulensi dengan data eksperimen milik Jacobs & Pinkerton tahun 1936 pada kondisi sudut serang 15° dengan *Reynold Number* $8,85 \times 10^6$.

Tabel 1. Hasil Validasi Model Turbulensi

No.	Model	Hasil C_L	Error (%)
1	Eksperimen	1.58	-
2	K-Omega SST	1.48	6.33
3	K-Omega Standard	1.49	5.70
4	K-Epsilon Standard	1.53	3.16
5	K-Epsilon RNG	1.52	3.80

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

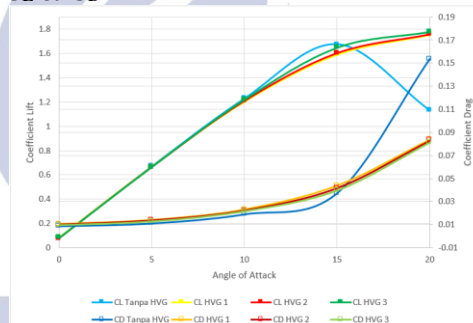
Tabel 2. Hasil *grid independence test*

No.	Jumlah Nodes	Nilai C_L	Eksperimen	Error (%)
1.	352436	1.6237	1.58	2.77
2.	334060	1.6202		2.54
3.	221117	1.6439		4.04
4.	139270	1.6430		3.99

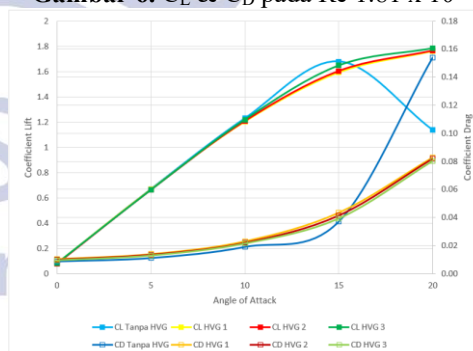
Setelah dilakukan penentuan model turbulensi maka dilakukan *grid independence test* untuk mencari nilai yang mendekati data eksperimen dari sekian banyak *meshing* yang digunakan. Dari tabel hasil *grid independence test*, nilai *error* C_L diketahui paling sedikit berada pada jumlah nodes 334060, saat nodes berkurang dapat dilihat bahwa *error* semakin besar, dan saat nodes bertambah dapat dilihat *error* membesar. Data yang digunakan untuk memperoleh nodes 334060 adalah sebagai berikut:

Element size : 0,005 m
Face Sizing : 0,0015 m
Min. Face Sizing : 0,0001 m
Transition Ratio : 0,272

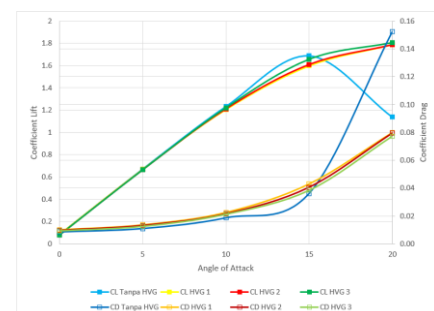
Hasil Penelitian Hasil C_L & C_D



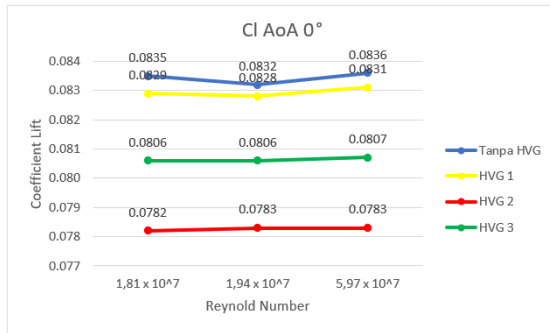
Gambar 6. C_L & C_D pada $Re 1.81 \times 10^7$



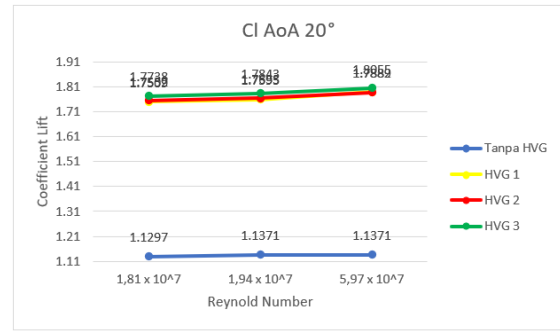
Gambar 7. C_L & C_D pada $Re 1.94 \times 10^7$



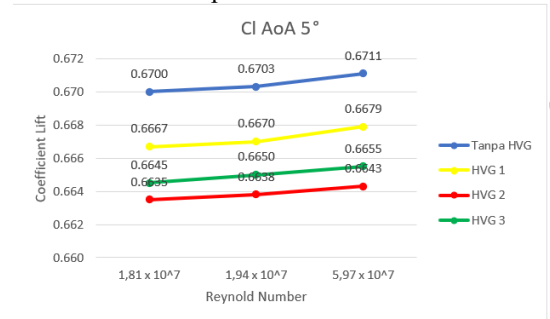
Gambar 8. C_L & C_D pada $Re 5.97 \times 10^7$



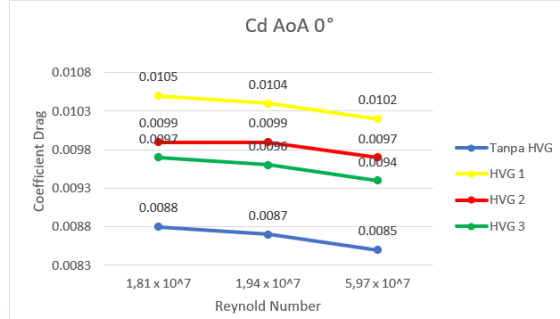
Gambar 9. Perbandingan C_L terhadap nomor *Reynold* pada $AoA\ 0^\circ$



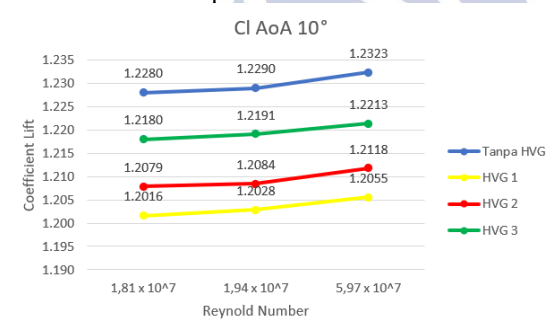
Gambar 13. Perbandingan C_L terhadap nomor *Reynold* pada $AoA\ 20^\circ$



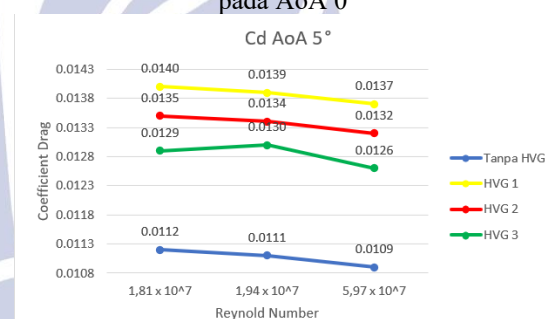
Gambar 10. Perbandingan C_L terhadap nomor *Reynold* pada $AoA\ 5^\circ$



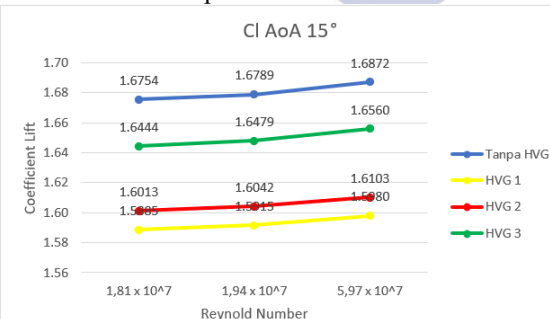
Gambar 14. Perbandingan C_D terhadap nomor *Reynold* pada $AoA\ 0^\circ$



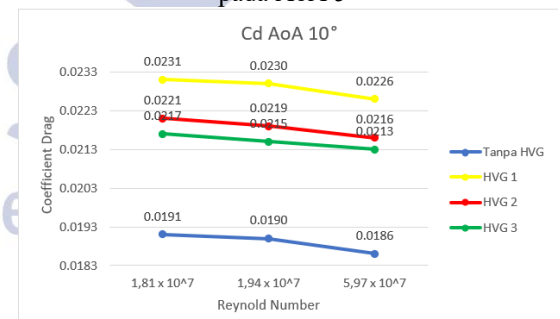
Gambar 11. Perbandingan C_L terhadap nomor *Reynold* pada $AoA\ 10^\circ$



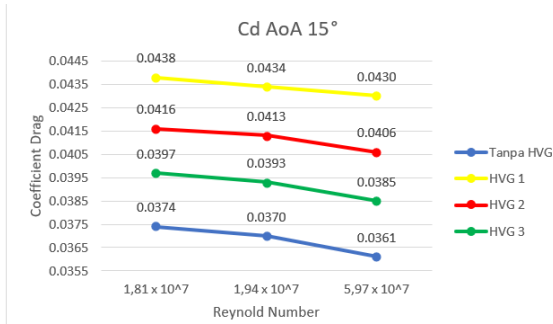
Gambar 15. Perbandingan C_D terhadap nomor *Reynold* pada $AoA\ 5^\circ$



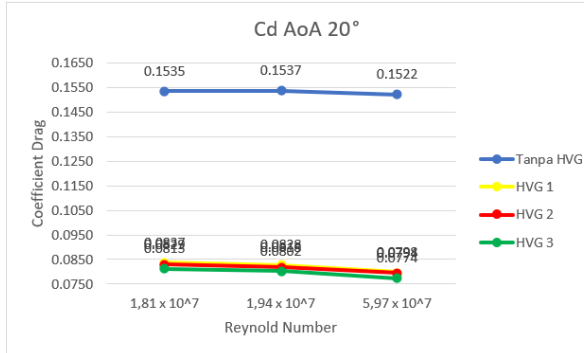
Gambar 12. Perbandingan C_L terhadap nomor *Reynold* pada $AoA\ 15^\circ$



Gambar 16. Perbandingan C_D terhadap nomor *Reynold* pada $AoA\ 10^\circ$



Gambar 17. Perbandingan C_D terhadap nomor *Reynold* pada AoA 15°



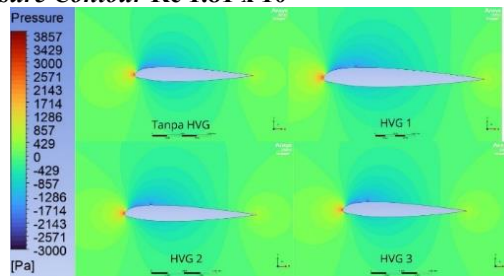
Gambar 18. Perbandingan C_D terhadap nomor *Reynold* pada AoA 20°

Ketiga kondisi operasional (*landing*, *take-off*, dan *cruise*) menunjukkan pola yang serupa. Pada gambar 6 hingga 8 menunjukkan bahwa konfigurasi tanpa HVG mengalami peningkatan C_L yang linier seiring kenaikan sudut serang, sebelum akhirnya mengalami *stall* pada AoA 20° yang ditandai penurunan C_L dan lonjakan C_D akibat separasi aliran di permukaan atas sayap (Anderson, 1999).

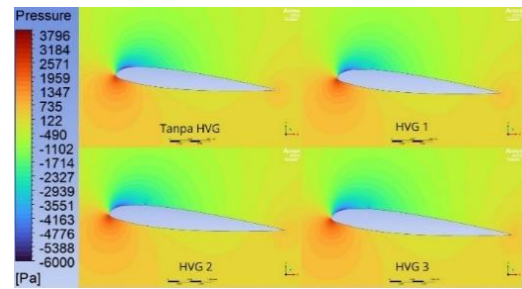
Pada gambar 9 hingga 18 menunjukkan bahwa pemasangan HVG memberikan penalti hambatan *parasite* pada AoA rendah (0° dan 5°) akibat kehadiran fisik struktur HVG yang ditandai oleh nilai C_D yang sedikit lebih tinggi dibandingkan konfigurasi tanpa HVG. Namun pada AoA tinggi, seluruh variasi HVG berhasil menunda *stall* di ketiga kondisi *Re* yang diuji.

Peningkatan bilangan Reynolds tidak banyak mengubah C_L pada AoA rendah hingga sedang, namun menurunkan C_D akibat menipisnya lapisan batas turbulen pada *Re* tinggi, sehingga efisiensi aerodinamika sedikit meningkat. Efek ini paling terlihat pada AoA 20° yang mengindikasikan bahwa efektivitas HVG dalam menunda separasi aliran justru semakin optimal pada kecepatan tinggi.

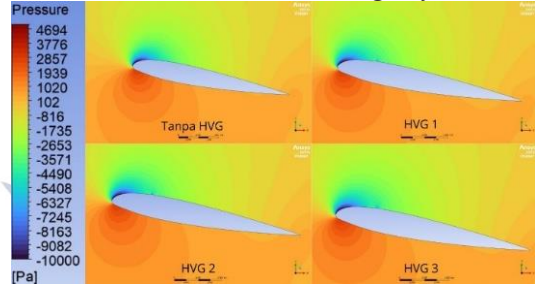
Pressure Contour Re 1.81×10^7



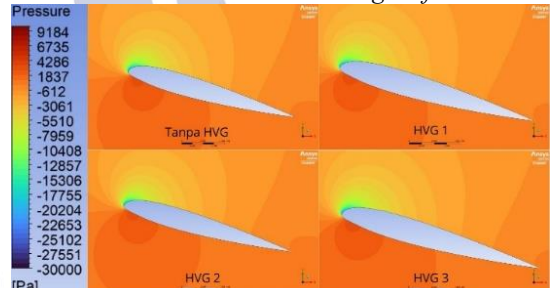
Gambar 19. Pressure contour angle of attack 0°



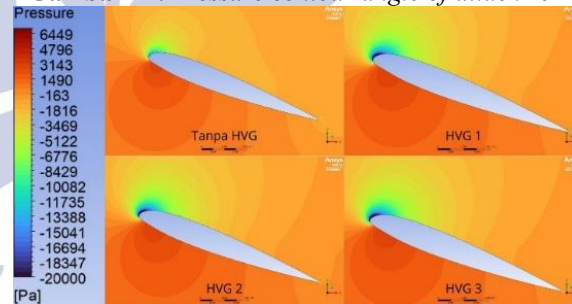
Gambar 20. Pressure contour angle of attack 5°



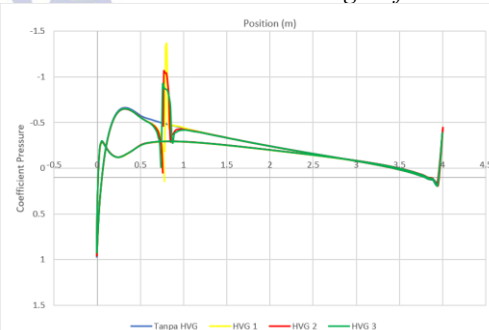
Gambar 21. Pressure contour angle of attack 10°



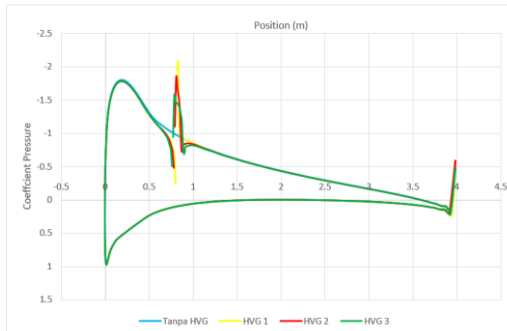
Gambar 22. Pressure contour angle of attack 15°



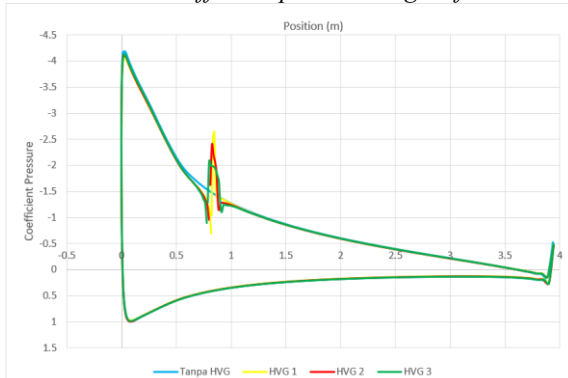
Gambar 23. Pressure contour angle of attack 20°



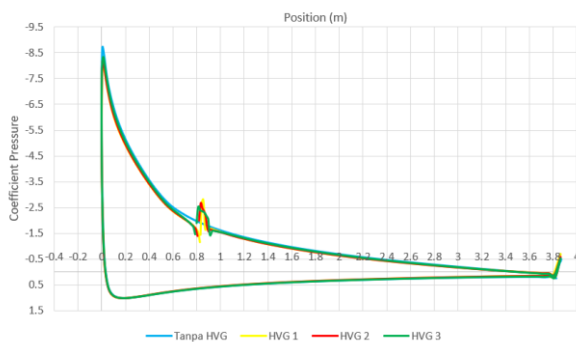
Gambar 24. Coefficient pressure angle of attack 0°



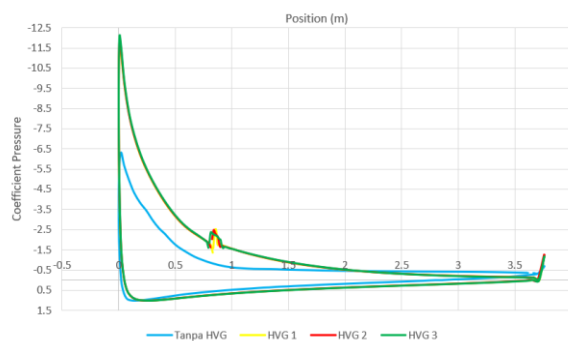
Gambar 25. Coefficient pressure angle of attack 5°



Gambar 26. Coefficient pressure angle of attack 10°



Gambar 27. Coefficient pressure angle of attack 15°

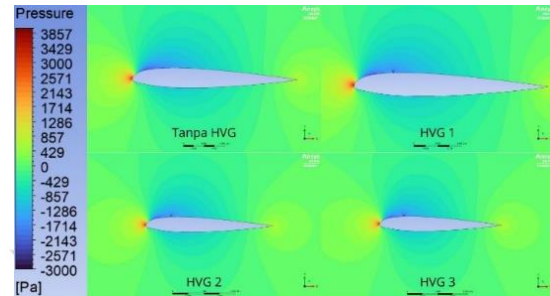


Gambar 28. Coefficient pressure angle of attack 20°

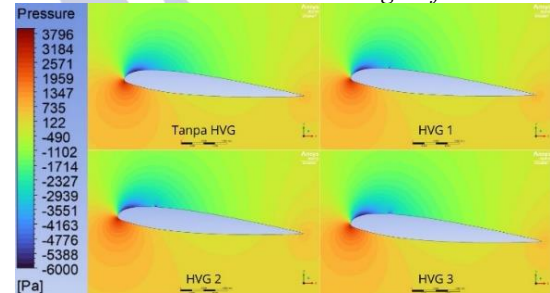
Dapat dilihat di gambar 19 hingga 23 bahwa seluruh konfigurasi membentuk zona tekanan rendah (*suction zone*) di permukaan atas dan zona tekanan tinggi di permukaan bawah, sejalan dengan grafik *Coefficient of Pressure* (C_p) pada gambar 24 hingga 28 yang juga menunjukkan kurva sempit antara *upper* dan *lower surface* yang mencerminkan gaya angkat yang masih kecil. Perbedaan signifikan baru muncul pada AoA 20° kontur tekanan sayap tanpa HVG kehilangan zona *suction* secara

drastis yang menandakan *flow separation* dan *stall*, kemudian pada kurva C_p di *upper surface* yang menyempit tajam. Sebaliknya, seluruh variasi HVG tetap mempertahankan zona tekanan rendah yang jelas di AoA 20° , dengan HVG 3 menghasilkan luasan zona *suction* dan nilai puncak C_p negatif terbesar di antara ketiga variasi.

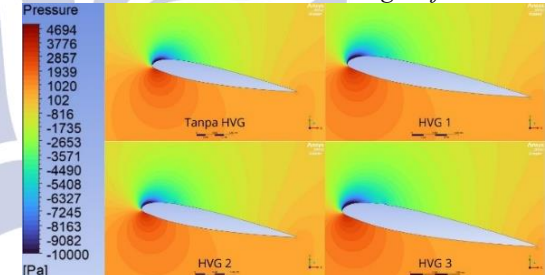
Pressure Contour $Re\ 1.94 \times 10^7$



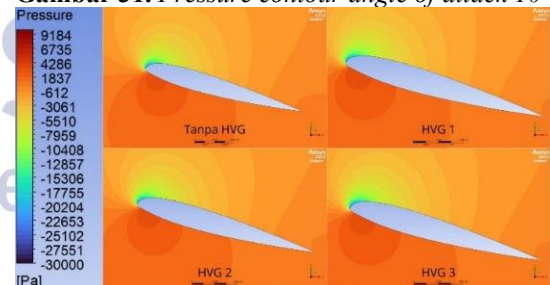
Gambar 29. Pressure contour angle of attack 0°



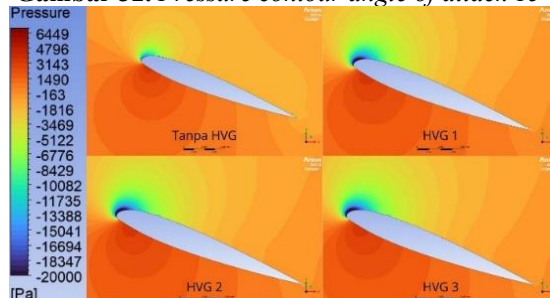
Gambar 30. Pressure contour angle of attack 5°



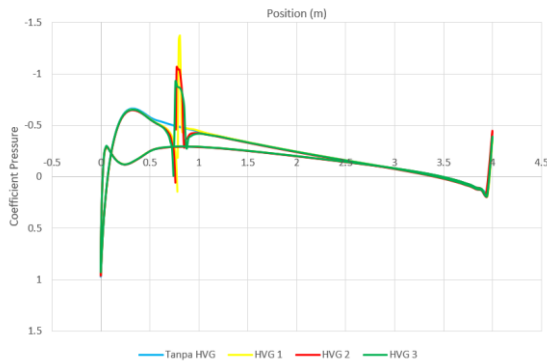
Gambar 31. Pressure contour angle of attack 10°



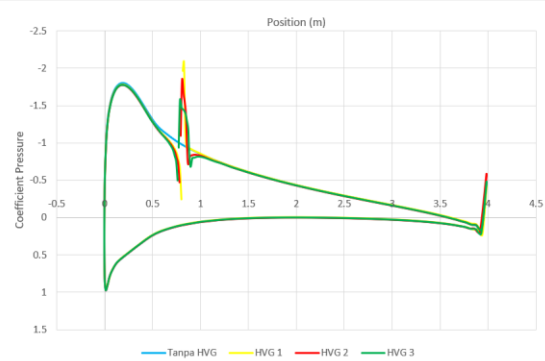
Gambar 32. Pressure contour angle of attack 15°



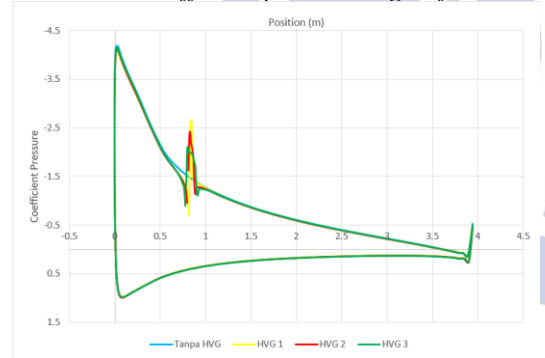
Gambar 33. Pressure contour angle of attack 20°



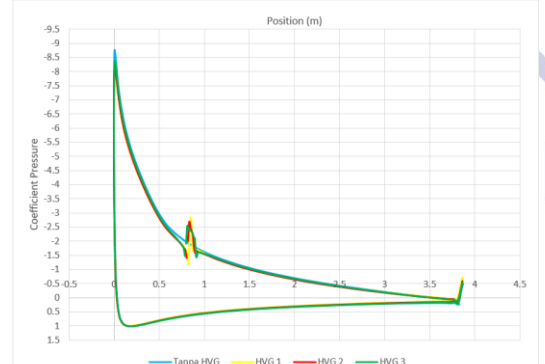
Gambar 34. Coefficient pressure angle of attack 0°



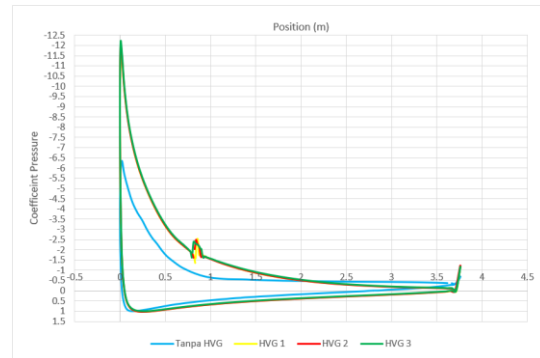
Gambar 35. Coefficient pressure angle of attack 5°



Gambar 36. Coefficient pressure angle of attack 10°



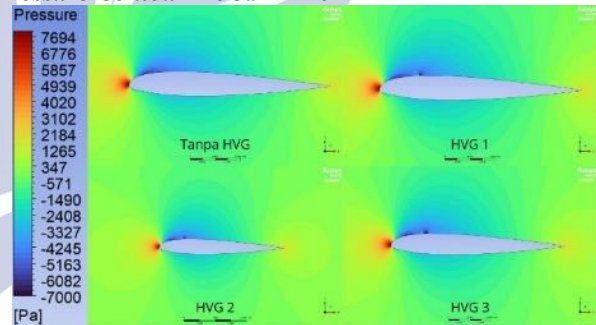
Gambar 37. Coefficient pressure angle of attack 15°



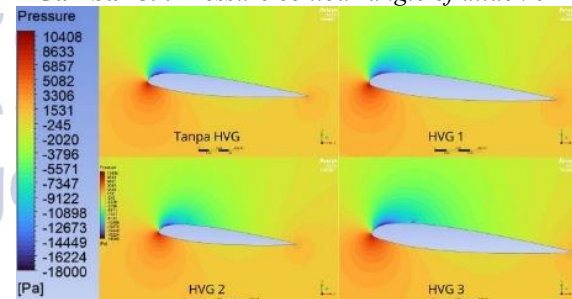
Gambar 38. Coefficient pressure angle of attack 20°

Pada gambar 29 hingga 38 pola distribusi tekanan secara kualitatif identik dengan kondisi *landing*. Pada AoA rendah hingga sedang, seluruh konfigurasi menghasilkan zona *suction* yang berkembang bertahap dengan nilai C_p yang hampir berhimpitan antar konfigurasi, sedangkan pada AoA 20° konfigurasi tanpa HVG mengalami keruntuhan zona *suction*, terlihat pada kurva C_p *upper surface* yang menyempit ekstrem hingga nilai puncaknya mendekati C_p *lower surface*. Sebaliknya, HVG 3 tetap mempertahankan zona tekanan negatif yang luas dengan kurva C_p , mengonfirmasi bahwa distribusi tekanan tetap stabil untuk menghasilkan gaya angkat tinggi meskipun berada pada sudut serang kritis.

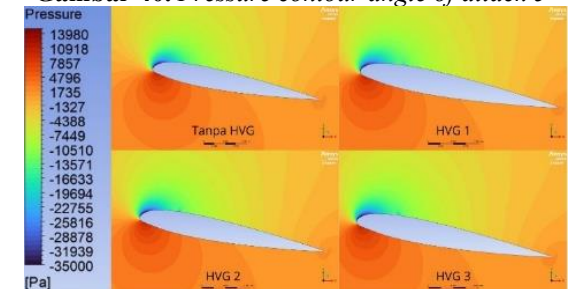
Pressure Contour $Re\ 5.97 \times 10^7$



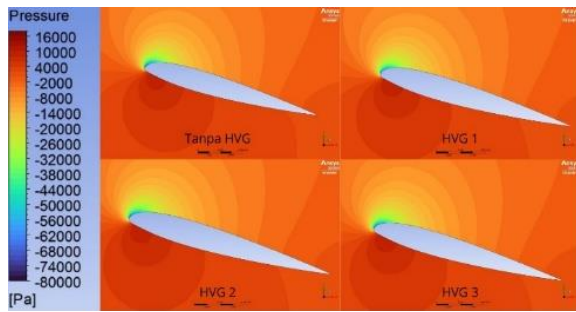
Gambar 39. Pressure contour angle of attack 0°



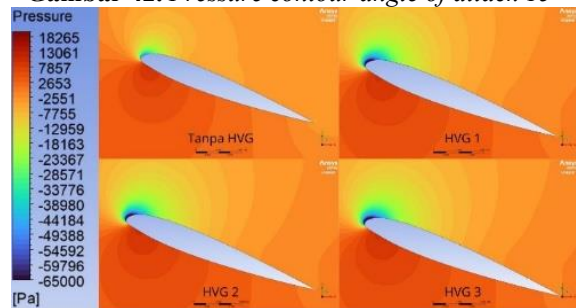
Gambar 40. Pressure contour angle of attack 5°



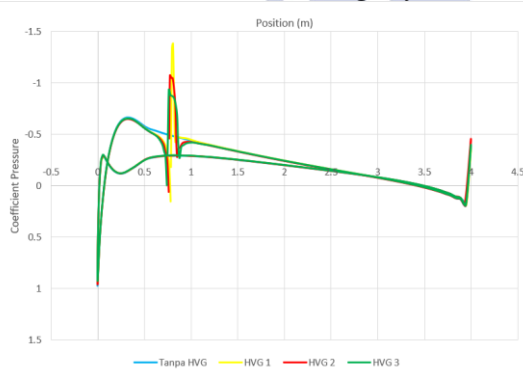
Gambar 41. Pressure contour angle of attack 10°



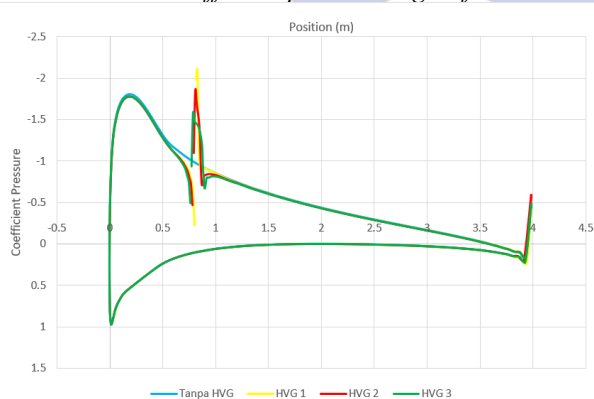
Gambar 42. Pressure contour angle of attack 15°



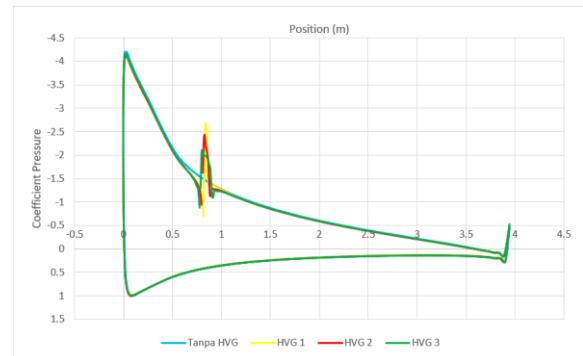
Gambar 43. Pressure contour angle of attack 20°



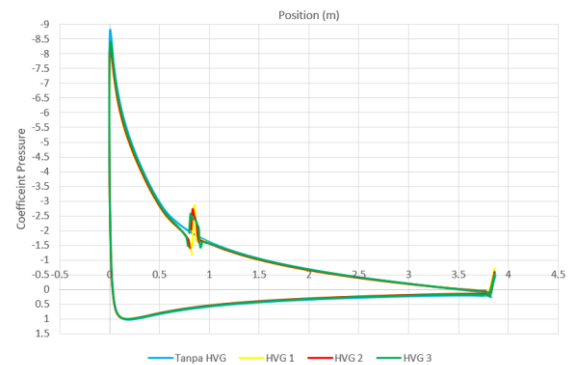
Gambar 44. Coefficient pressure angle of attack 0°



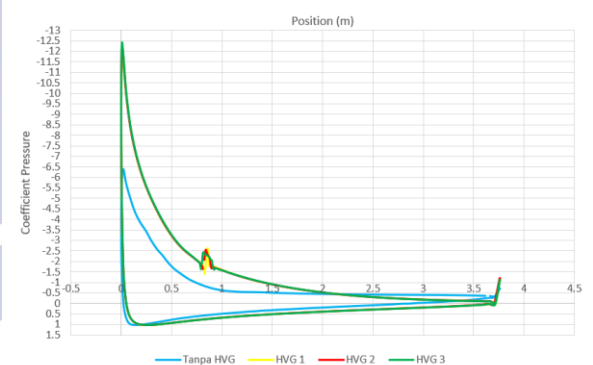
Gambar 45. Coefficient pressure angle of attack 5°



Gambar 46. Coefficient pressure angle of attack 10°



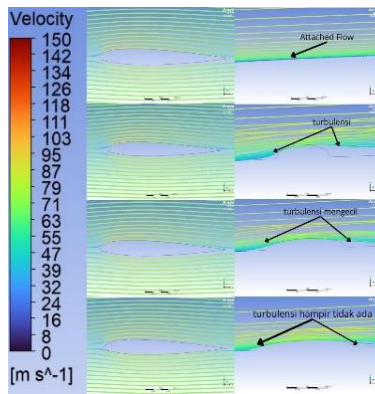
Gambar 47. Coefficient pressure angle of attack 15°



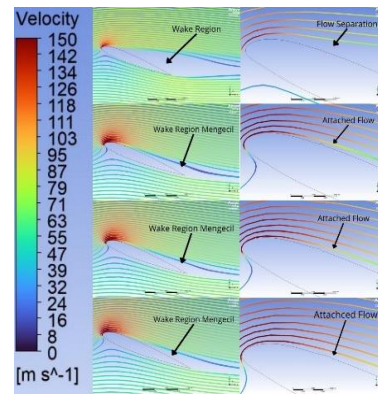
Gambar 48. Coefficient pressure angle of attack 20°

Pada gambar 39 hingga 48 terlihat bahwa gradien tekanan yang terbentuk paling ekstrem di antara ketiga kondisi operasional. Pada AoA rendah hingga sedang, seluruh konfigurasi menghasilkan puncak *suction* yang tajam di dekat *leading edge* dengan kurva C_p yang lebar antara *upper* dan *lower surface*, sedangkan pada AoA 20° , sayap tanpa HVG mengalami *deep stall*, ditandai dengan kurva C_p yang menyempit ekstrem. Sebaliknya, HVG 3 tetap mempertahankan kurva C_p negatif yang dalam dan lebar di *upper surface* dengan C_p *lower surface*, membuktikan bahwa HVG 3 paling efektif mempertahankan performa distribusi tekanan bahkan pada bilangan Reynolds tertinggi yang diuji.

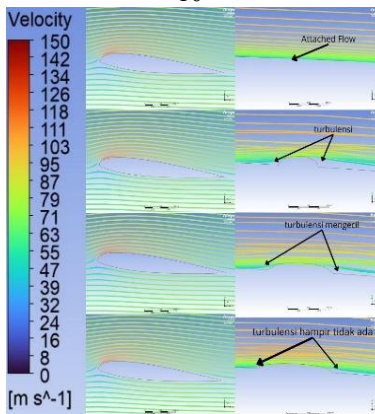
Velocity streamline



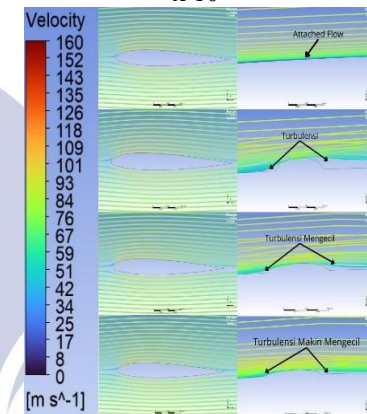
Gambar 49. Velocity streamline angle of attack 0° Re 1.81×10^7



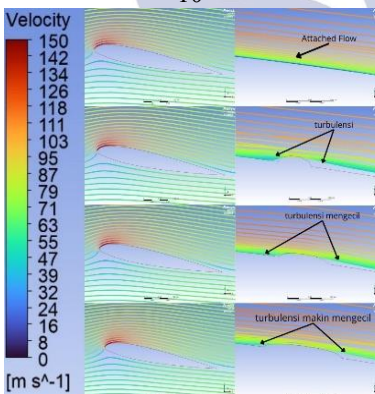
Gambar 53. Velocity streamline angle of attack 20° Re 1.81×10^7



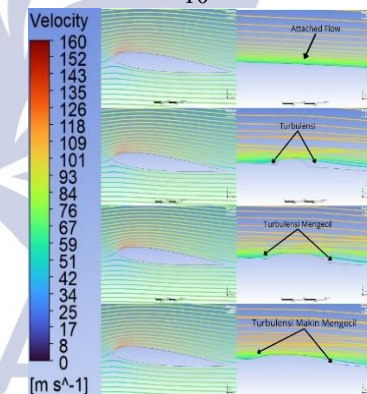
Gambar 50. Velocity streamline angle of attack 5° Re 1.81×10^7



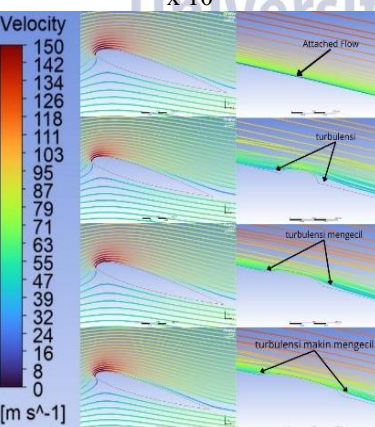
Gambar 54. Velocity streamline angle of attack 0° Re 1.94×10^7



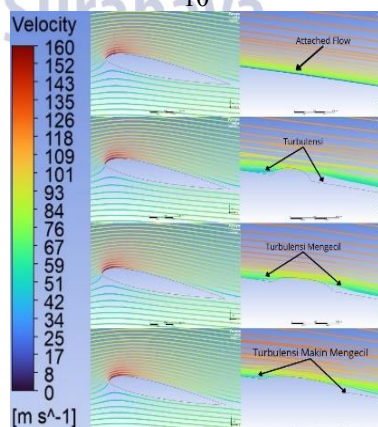
Gambar 51. Velocity streamline angle of attack 10° Re 1.81×10^7



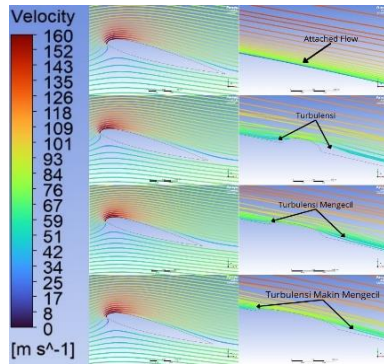
Gambar 55. Velocity streamline angle of attack 5° Re 1.94×10^7



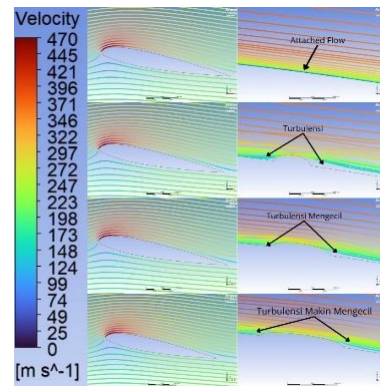
Gambar 52. Velocity streamline angle of attack 15° Re 1.81×10^7



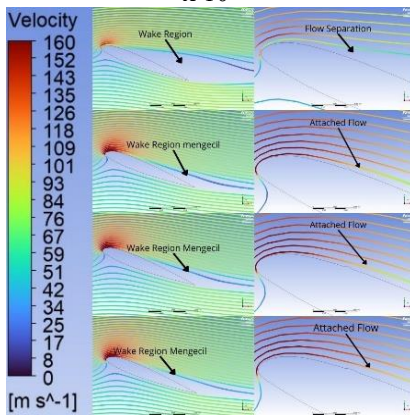
Gambar 56. Velocity streamline angle of attack 10° Re 1.94×10^7



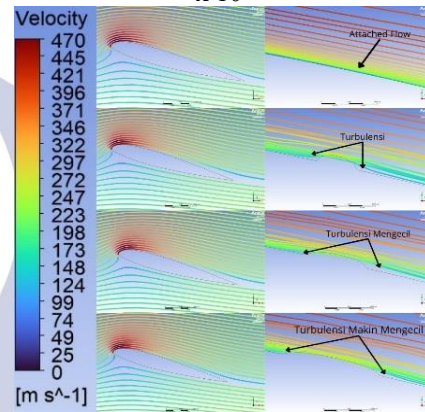
Gambar 57. Velocity streamline angle of attack 15° Re 1.94×10^7



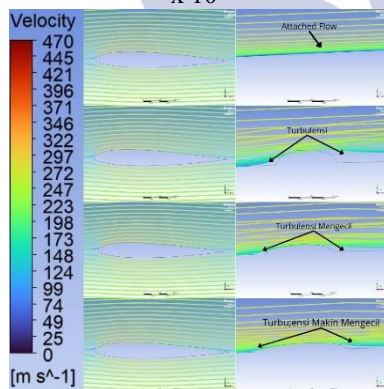
Gambar 61. Velocity streamline angle of attack 10° Re 5.97×10^7



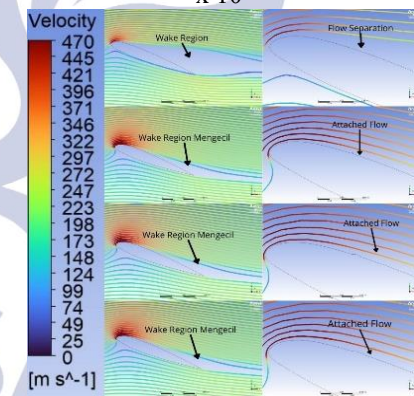
Gambar 58. Velocity streamline angle of attack 20° Re 1.94×10^7



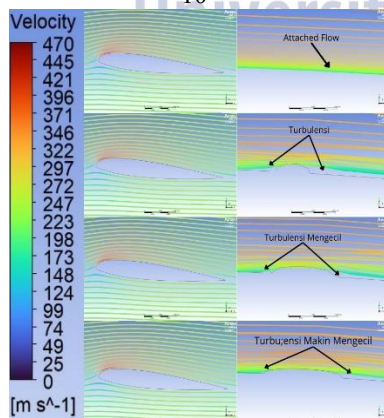
Gambar 62. Velocity streamline angle of attack 15° Re 5.97×10^7



Gambar 59. Velocity streamline angle of attack 0° Re 5.97×10^7



Gambar 63. Velocity streamline angle of attack 20° Re 5.97×10^7



Gambar 60. Velocity streamline angle of attack 5° Re 5.97×10^7

Visualisasi *velocity streamline* pada ketiga kondisi operasional (*landing, take-off, dan cruise*) menunjukkan pola yang sama. Pada AoA rendah hingga sedang seperti yang terlihat pada gambar 49 hingga 51, 54 hingga 56, dan 59 hingga 61 garis alir tetap menempel rapi mengikuti kontur permukaan atas sayap pada seluruh konfigurasi, dengan tanda gradien tekanan balik yang baru mulai tampak tipis di trailing edge sayap tanpa HVG pada AoA 15° seperti yang terlihat pada gambar 52, 57, dan 62. Perbedaan paling signifikan terjadi pada AoA 20° yang dapat dilihat pada gambar 53, 58, dan 63 sayap tanpa HVG mengalami pelepasan aliran masif di dekat leading edge yang membentuk zona resirkulasi besar sebagai penanda stall dan fenomena ini semakin parah seiring naiknya Reynolds number hingga mencapai deep stall. Sebaliknya, ketiga variasi HVG mampu menunda titik separasi lebih

jauh menuju trailing edge di seluruh kondisi Re, dengan HVG 3 secara konsisten menghasilkan wake region tersempit dan pola aliran paling teratur.

Simpulan

Berdasarkan analisis dari hasil simulasi CFD mengenai pengaruh variasi lebar *Hemispherical Vortex Generator* (HVG) terhadap gaya angkat dan gaya hambat sayap Boeing 737-800 menggunakan *airfoil* NACA 22112, dapat disimpulkan bahwa:

1. Berdasarkan data gaya angkat (*lift*) dan gaya hambat (*drag*), pemasangan variasi *Hemispherical Vortex Generator* (HVG) terbukti mampu menunda fenomena *stall* dan pemisahan aliran pada sudut serang kritis 20° , dengan meningkatkan koefisien gaya angkat dan menurunkan koefisien gaya hambat dibandingkan sayap tanpa HVG, meskipun menimbulkan sedikit hambatan parasit tambahan pada sudut serang rendah. Performa terbaik secara konsisten ditunjukkan oleh HVG 3 di seluruh kondisi bilangan *Reynolds* yang diuji.
2. Berdasarkan visualisasi kontur tekanan (*pressure contour*) dan grafik *coefficient of pressure*, pemasangan HVG terbukti mampu mempertahankan zona tekanan rendah (*suction*) pada permukaan atas sayap di sudut serang tinggi, sedangkan sayap tanpa HVG kehilangan zona tekanan tersebut sehingga memicu *stall*. HVG 3 menghasilkan distribusi tekanan negatif paling optimal untuk menjaga aliran tetap menempel pada *airfoil*.
3. Berdasarkan visualisasi *velocity streamline*, pemasangan HVG terbukti mampu mempertahankan aliran udara tetap menempel (*attached flow*) mengikuti kontur sayap serta memperkecil luasan *wake region* di sudut serang tinggi dibandingkan sayap tanpa HVG yang mengalami pemisahan aliran secara langsung di dekat *leading edge*. HVG 3 kembali menunjukkan performa paling optimal di antara seluruh variasi yang diuji.

DAFTAR PUSTAKA

- Anderson, J. D. (1995). *Computational Fluid Dynamics The Basics With Applications* (Vol. 332, Issue 7555). McGraw-hill New York. <https://doi.org/10.1136/bmj.332.7555.1456-a>
- Anderson, J. D. (1999). *Aircraft Performance and Design* (Vol. 358, Issue 207). McGraw-hill New York.
- Baldacchino, D., Ferreira, C., Tavernier, D. De, Timmer, W. A., & Van Bussel, G. J. W. (2018). Experimental parameter study for passive vortex generators on a 30% thick airfoil. *Wind Energy*, 21(9), 745–765. <https://doi.org/10.1002/we.2191>
- Federal Aviation Administration. (2017). *Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge Forces Acting on The Aircraft Aerodynamics of Flight*. U.S. Department of Transportation, Federal Aviation Administration.
- Gad-el-Hak, M. (2001). *Flow Control: Passive, Active, and Reactive Flow Management* (2016/07/04, Vol. 105, Issue 1045). Cambridge University Press. <https://doi.org/DOI: 10.1017/S000192400009206X>
- Ghifari, R. A., & Ahyudanari, E. (2021). Analisis Transportasi Seaplane terhadap Konektivitas Antar Pulau di Kabupaten Halmahera Selatan. *Jurnal Teknik ITS*, 10(2), E229–E236. <https://doi.org/10.12962/j23373539.v10i2.69458>
- Jacobs, E. N., & Pinkerton, R. M. (1936). *Tests In The Variable-Density Wind Tunnel of Related Airfoils Having The Maximum Camber Unusually Far Forward*.
- Lu, F. K., Li, Q., & Liu, C. (2012). Microvortex generators in high-speed flow. *Progress in Aerospace Sciences*, 53, 30–45. <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2012.03.003>
- Querín, O., Victoria Nicolás, M., Alonso, C., Ansola, R., & Martí-Montrull, P. (2017). Topology Design Methods for Structural Optimization. In *Topology Design Methods for Structural Optimization*.
- Raharjo, P. (2010). *NACA Airfoil*. Panggih Raharjo. <https://panggih15.wordpress.com/2010/02/03/naca-airfoil/>
- Raymer, D. P. (2000). Aircraft Design: a Conceptual Approach. In *The Aeronautical Journal* (2016/07/04, Vol. 104, Issue 1033). Cambridge University Press. <https://doi.org/DOI: 10.1017/S0001924000025367>
- Tucker, D. J. R. (2013). *An experimental study of hemispherical vortex generators for separation control over a NACA-0012* [University of Tennessee]. https://trace.tennessee.edu/utk_gradthes/2647/
- Usin, U., Fernanda, Y., Karudin, A., & Kurniawan, A. (2022). Comparison Lift and Drag of Airfoil NACA 1408 Standard and Modification Using Computational Fluid Dynamic. *MOTIVATION: Journal of Mechanical, Electrical and Industrial Engineering*, 4(3), 223–236. <https://doi.org/10.46574/motivaction.v4i3.146>
- Versteeg, H. K., & Malalasekera, W. (2007). An Introduction to Computational Fluid Dynamics. In *Open Journal of Fluid Dynamics* (Vol. 10, Issue 01). Pearson Education, Inc. <https://doi.org/10.4236/ojfd.2020.101005>
- Wadcock, J. (1987). Investigation of Low-Speed Turbulent Separated Flow Around Airfoils. *NASA Technical Reports Server, August*.