

DISTRIBUSI TEKANAN PADA AIRFOIL NACA 23012 DENGAN PENAMBAHAN VORTEX GENERATOR

Leandis¹, Khairil Anwar², Rustan Hatib³

¹Jurusan Teknik Mesin Universitas Tadulako

^{2,3}Dosen Jurusan Teknik Mesin Universitas Tadulako

email : khairilanwaruntad@gmail.com

Abstract

This study aims to determine the effect of the use of a vortex generator on the pressure distribution of the NACA 23012 airfoil. The research method is experimental testing of the NACA 23012 airfoil model with the addition of a vortex generator in the wind tunnel with variations in air velocity 20.96 m/s², 28.48 m/s², and 33.90 m/s², as well as with the angle of attack. The results showed that the airfoil with a vortex generator had a lower pressure coefficient (C_p) than without using a vortex generator.

Keywords: Vortex generator, airfoil, Naca 23012.

I. Pendahuluan

Perkembangan ilmu pengetahuan dan teknologi tumbuh semakin pesat. Perkembangan tersebut mendorong manusia untuk menciptakan teknologi yang lebih efisien. Pada bidang mekanika fluida, penerapan teknologi tersebut juga ditemukan pada bidang transportasi. Pesawat terbang merupakan kendaraan yang sangat memperhatikan aspek aerodinamika. Salah satu upaya untuk meningkatkan performansi pada pesawat terbang adalah modifikasi komponen aerodinamika.

Salah satu komponen aerodinamika yang menentukan performansi pesawat terbang adalah sayap. Desain sayap pesawat menentukan besarnya gaya lift dan gaya drag pada pesawat terbang. Gaya lift pada sayap terjadi akibat adanya tekanan yang tinggi pada permukaan bawah dan tekanan yang rendah pada permukaan atas sayap. Gaya drag disebabkan oleh adanya pergolakan aliran (vortex) setelah titik separasi pada permukaan atas airfoil. Semakin besar daerah vortex, maka gaya drag juga akan

semakin besar. Modifikasi airfoil bertujuan untuk mengurangi koefisien drag dan mendapatkan koefisien lift yang direncanakan.

Hariyadi dan Mahaputra (2019) meneliti airfoil yang menggunakan vortex generator sudut separasinya lebih kecil dari pada airfoil yang tidak menggunakan vortex generator. Vortex Generator (VG) adalah komponen kecil berbentuk fin (sirip) yang ditempatkan di sayap maupun pada permukaan stabilizer ekor UAV yang bertujuan untuk memodifikasi aliran udara disekitar permukaan UAV yang terjadi pemisahan aliran (Romadhon dan Herdiana, 2017: 47). Vortex generator memiliki berbagai macam ukuran dan bentuk, dan dapat diaplikasikan pada berbagai bagian kendaraan transportasi. Pengaplikasian disetiap bagian kendaraan transportasi memiliki karakteristik masing-masing dan semua vortex generator berfungsi seperti miniatur sayap. Penempatan vortex generator yaitu tegak lurus terhadap permukaan sayap, serta dapat menghasilkan gaya angkat pada

UAV, maka dengan gaya angkat tersebut masing-masing bentuk vortex generator menghasilkan perubahan aliran pada UAV. (Sukoco, 2015)



Gambar 1. Vortex Generator (Tallman, 2016)

Gaya yang dihasilkan oleh VG, dipengaruhi oleh luas area, volume dan jumlah sel VG, sudut yang terbentuk dari kecepatan udara relatif ke VG, densitas udara, serta kecepatan udara relatif. (Sznajder dan Kwiatkowski, 2015: 243).

Vortex generator memiliki fungsi untuk menunda efek separation sehingga dapat meningkatkan angle of attack pada UAV sehingga dapat dirumuskan dengan suatu metode, dimana vortex generator (VG) digantikan oleh subdomain sel sehingga menjadi bentuk seperti vortex generator, dimana distribusi gaya bekerja pada fluida, sehingga efek vortex generator dapat diketahui. Untuk mengetahui kinerja VG, salah satunya dengan melihat distribusi tekanan yang terjadi pada permukaan atas dan bawah airfoil. Ketika sebuah aliran udara bergerak melewati sebuah airfoil, maka akan terdapat perbedaan kecepatan lokal di sekeliling airfoil, dan hal ini mengakibatkan perbedaan tekanan statis di sekeliling airfoil. Kecepatan aliran yang besar akan menyebabkan tekanannya menjadi kecil, dan hal ini juga berlaku

kebalikannya. Apabila tekanan yang dikaji lebih besar dari tekanan udara bebas, maka tekanan tersebut disebut dengan tekanan positif, sedangkan apabila lebih kecil dari tekanan udara bebas maka disebut dengan tekanan negatif, atau biasa disebut dengan tekanan suction. Koefisien Tekanan yaitu Ketika aliran udara melewati airfoil terjadi perubahan kecepatan local di sekitar airfoil, akibatnya terjadi perubahan tekanan statik, menurut teori Bernoulli. Distribusi tekanan menentukan Lift, pitching moment dan form drag dari airfoil serta posisi dari pusat tekanan (center of pressure). Perhitungan tekanan pada airfoil ditentukan oleh koefisien tekanan (coefficient of pressure, C_p). Koefisien tekanan adalah selisih antara pengukuran tekanan lokal dengan tekanan aliran bebas dibagi dengan tekanan dinamis (Jatisukanto & Sari, 2018)

Rahman dkk (2015) melakukan tes di terowongan angin subsonik $1m \times 1m$ bagian uji persegi panjang pada kecepatan aliran 25 m/s menempatkan airfoil tanpa generator vortex dan dengan kemiringan generator pusaran pada sudut serang mulai dari 0 hingga 20 derajat. Hasil tes menunjukkan sejumlah besar pengurangan koefisien drag dan peningkatan koefisien angkat dengan menggunakan generator vortex. Perbandingan koefisien tekanan, koefisien angkat, koefisien drag antara airfoil tanpa generator vortex dan dengan generator vortex yang dipasang airfoil membantu untuk memahami bagaimana generator vortex memberi energi pada aliran lapisan batas.

Agarwal dan Kumar (2016) menemukan bahwa pada sudut kecil serang sayap, VG memiliki efek yang tidak signifikan dengan sedikit penurunan daya angkat dan sedikit peningkatan gaya hambat sayap. Namun pada sudut serang yang lebih besar, gaya angkat meningkat

dan hambatan berkurang secara signifikan. Dengan perubahan posisi VG di atas airfoil efeknya bervariasi. Lokasi VG untuk peningkatan kinerja maksimum berubah dengan perubahan sudut serang. Lokasi VG yang optimal bergerak ke hulu pada airfoil seiring dengan meningkatnya sudut serang. Metodologi numerik memberikan wawasan tentang kontrol pemisahan aliran yang dicapai dan menjelaskan secara rinci mekanisme di balik kontrol pemisahan aliran. Makalah ini memberikan pemahaman yang lebih baik tentang pemosisian VG untuk kontrol pemisahan aliran yang ditingkatkan.

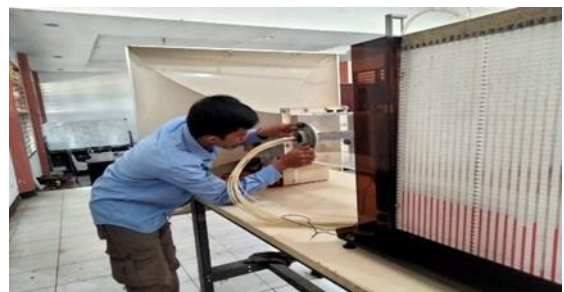
Ayudia dkk. (2020) menyatakan bahwa Salah satu upaya untuk meningkatkan gaya angkat adalah dengan membuat aliran udara di bagian atas airfoil lebih turbulen. Aliran turbulen dapat menarik momentum dari lapisan batas, hasil perpindahan momentum ini memiliki energi yang lebih terhadap tekanan yang merugikan yang dapat memicu pemisahan aliran. Upaya yang dapat dilakukan untuk mengurangi aliran pemisahan dan meningkatkan gaya angkat adalah penambahan generator turbulen pada permukaan atas airfoil, salah satu jenis generator turbulen adalah vortex generator. Vortex generator dapat mempercepat transisi dari lapisan batas laminar ke turbulen lapisan batas. efek dari generator vortex tipe lurus pada koefisien lift, dengan membandingkan airfoil polos dan airfoil yang telah diterapkan ke generator vortex untuk memvariasikan sudut serang. Variasi sudut serang adalah 0° , 5° , 10° , 15° dan penempatan vortex generator adalah 24% dari leading edge. Hasil diperoleh bahwa koefisien lift berubah dengan meningkatnya sudut serang dan penerapan vortex generator ke airfoil dapat meningkatkan koefisien angkat dari airfoil biasa. yang optimal peningkatan koefisien

lift berada pada sudut serang 5° sebesar 13%.

Dari sejumlah penelitian di atas, terlihat bahwa secara umum, VG memiliki pengaruh terhadap kinerja aerodinamis pada sejumlah airfoil yang telah disebutkan, meskipun dengan karakteristik yang berbeda-beda. Oleh karena itu, penulis akan mengkaji lebih lanjut bagaimana pengaruh penggunaan vortex generator terhadap distribusi tekanan pada airfoil NACA 23012.

II. Metode Penelitian

Penelitian ini menggunakan metode eksperimental, dengan pengujian airfoil NACA 23012 pada terowongan angin (*wind tunnel*) untuk melihat distribusi tekanan pada permukaan airfoil dengan dan tanpa menggunakan Vortex Generator (VG) (gambar 1). Pengukuran tekanan menggunakan manometer untuk mendapatkan distribusi tekanan pada permukaan airfoil bagian bawah dan bagian atas, yang akan menunjukkan kinerja dari airfoil 23012. Parameter penelitian lainnya meliputi kecepatan udara dan posisi sudut serang (*angle of attack* atau AoA). Pengukuran kecepatan aliran udara bebas menggunakan tabung pitot.

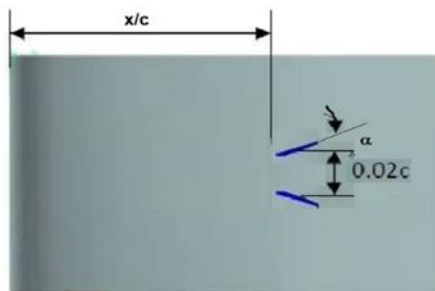


Gambar 2. Terowongan Angin Deltalab EA600 dengan manometer pengukuran tekanan

Dalam penyusunan penelitian Ran Airfoil NACA 23012 terdiri atas 16 lubang statis: 8 lubang dipermukaan atas (1-8) dan 8 lubang dibagian bawah, yang dihubungkan dengan manometer menggunakan selang. Panjang Chord Airfoil (C) sebesar 10 cm. Penelitian dilakukan pada model airfoil NACA 23012 tanpa vortex generator dan dengan menggunakan vortex generator Airfoil seperti ditunjukkan pada Gambar 3.



Gambar 3. Model Airfoil NACA 23012 tanpa VG & dengan VG



Gambar 4. Dimensi VG pada Airfoil NACA 23012

Tekanan pada 16 titik permukaan airfoil dapat dihitung dengan persamaan :

$$P_i = \rho_{air} \cdot g \cdot \Delta h_i$$

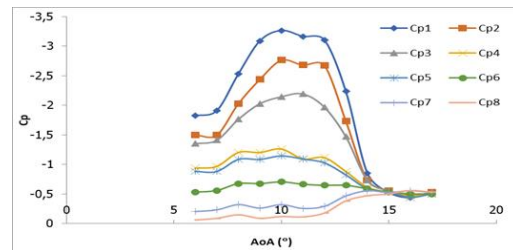
Di mana: $\Delta h_i = h_i - h_{ref.airfoil}$ (m), selisih tinggi tekanan statis pada permukaan airfoil (h_i) dan tinggi awal tekanan statis pada permukaan airfoil ($h_{ref.airfoil}$)

Sedangkan koefisien tekanan (Pressure Coefficient) pada 16 titik permukaan airfoil, dihitung dengan menggunakan persamaan:

$$C_{pi} = \frac{P_i - P_{\infty}}{q_{\infty}} = \frac{P_i - P_{\infty}}{\frac{1}{2} \cdot \rho_{ud} \cdot V^2} = \frac{2 \cdot (P_i - P_{\infty})}{\rho_{ud} \cdot V^2}$$

III. Hasil dan Diskusi

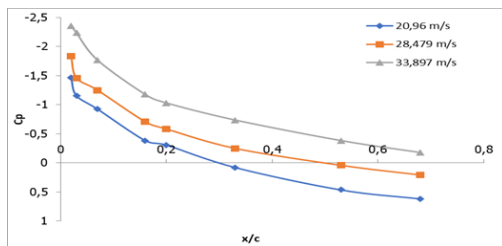
Pengujian dengan menggunakan terowongan angin dilakukan dengan penambahan vortex generator pada airfoil dibandingkan dengan tanpa menggunakan vortex generator. Koefisien tekanan (C_p) adalah suatu bilangan tak berdimensi yang merupakan tekanan statis terhadap tekanan *freestream*. Koefisien tekanan (C_p) merupakan parameter yang berfungsi untuk mengetahui karakteristik aliran fluida yang melewati airfoil. Distribusi tekanan yang terjadi sepanjang airfoil merupakan karakteristik aliran fluida yang terjadi.



Gambar 5. Distribusi tekanan pada permukaan atas (pressure tap 1-8) pada airfoil dengan dengan variasi sudut serang

Gambar 5 menunjukkan distribusi tekanan negatif sepanjang permukaan atas airfoil dengan variasi sudut serang. Dari gambar tersebut dapat dilihat bahwa

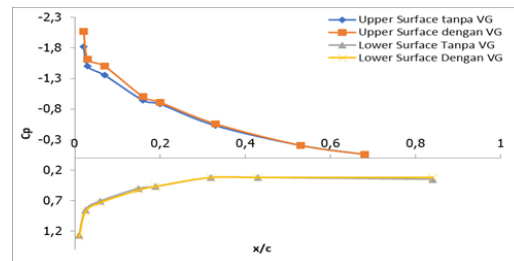
seiring dengan penambahan sudut serang, nilai C_p negatif akan semakin besar, sampai sudut maksimum di sudut serang pada rentang sudut 9° - 12° . Hal ini disebabkan karena dengan semakin besarnya sudut serang maka kecepatan aliran yang terjadi pada permukaan atas akan semakin besar sehingga tekanan akan mengalami penurunan. Selanjutnya akan menurun seiring penambahan sudut serang lebih lanjut, di mana pada sudut 14° sudah kehilangan gaya angkat atau mengalami stall. Berdasarkan posisi pressure tap, terlihat bahwa tekanan negatif lebih besar pada posisi dekat dengan leading edge, kemudian mengalami penurunan sampai ke trailing edge.



Gambar 6. Distribusi tekanan pada permukaan atas pada airfoil dengan dengan variasi kecepatan udara pada sudut serang 9° dengan VG

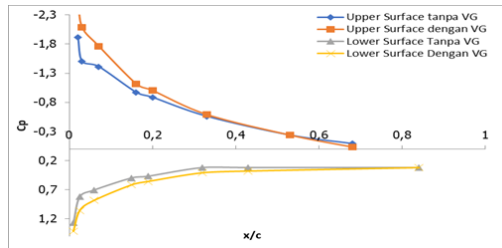
Gambar 6 menunjukkan distribusi tekanan negatif sepanjang permukaan atas airfoil dengan variasi kecepatan udara. Dari gambar tersebut dapat dilihat bahwa untuk semua variasi kecepatan udara, nilai koefisien tekanan (C_p) negatif semakin menurun seiring dengan posisi pressure tap (x/c) dari leading edge ke trailing edge. Dari variasi kecepatan udara, terlihat bahwa semakin tinggi kecepatan udara maka koefisien tekanan (C_p) negatif semakin besar. Hal ini disebabkan karena kecepatan udara yang semakin besar yang melewati permukaan atas airfoil

menyebabkan tekanan yang terjadi akan semakin rendah.



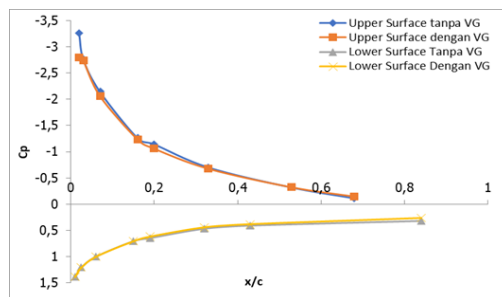
Gambar 7. Distribusi tekanan pada permukaan atas dan bawah pada airfoil dengan dan tanpa VG pada kecepatan udara $33,9$ m/s pada sudut serang 6°

Gambar 7 menunjukkan distribusi tekanan pada permukaan atas dan bawah pada airfoil dengan dan tanpa VG pada kecepatan udara $33,9$ m/s pada sudut serang 6° . Dari gambar 6 terlihat bahwa untuk airfoil tanpa dan dengan VG, untuk permukaan atas memiliki nilai koefisien tekanan negative (suction pressure atau tekanan hisap), sementara untuk permukaan bawah airfoil memiliki koefisien tekanan positif, yang memberikan gaya dorong pada airfoil. Gabungan tekanan isap pada permukaan atas, dan tekanan dorong pada permukaan bawah memberikan gaya angkat pada airfoil. Sehingga gaya angkat yang optimal adalah yang memiliki selisih atau perbedaan tekanan yang semakin besar pada kedua permukaan. Dari gambar 6 terlihat bahwa, untuk permukaan bawah airfoil, tidak menunjukkan perbedaan signifikan antara airfoil tanpa VG dan airfoil dengan VG, oleh karena belum terpengaruh dengan perubahan bentuk permukaan atas airfoil. Sedangkan pada permukaan atas airfoil, koefisien tekanan negatif pada airfoil dengan penambahan VG cenderung lebih besar dibandingkan dengan airfoil tanpa VG.



Gambar 8. Distribusi tekanan pada permukaan atas dan bawah pada airfoil dengan dan tanpa VG pada kecepatan udara 33,9 m/s pada sudut serang 7°

Gambar 8 menunjukkan distribusi tekanan pada permukaan atas dan bawah pada airfoil dengan dan tanpa VG pada kecepatan udara 33,9 m/s pada sudut serang 7°. Dari gambar 7 terlihat bahwa untuk permukaan bawah airfoil dengan VG, nilai koefisien tekanan positifnya lebih besar dibandingkan dengan tanpa VG (sudah ada pengaruh dengan perubahan bentuk permukaan atas airfoil). Sedangkan pada permukaan atas airfoil, koefisien tekanan negatif pada airfoil dengan penambahan VG juga masih cenderung lebih besar dibandingkan dengan airfoil tanpa VG.



Gambar 9. Distribusi tekanan pada permukaan atas dan bawah pada airfoil dengan dan tanpa VG pada kecepatan udara 33,9 m/s pada sudut serang 10°

Gambar 9 menunjukkan distribusi tekanan pada permukaan atas dan bawah pada airfoil dengan dan tanpa VG pada kecepatan udara 33,9 m/s pada sudut serang 10° (dengan C_p negatif maksimum). Dari gambar 8 terlihat bahwa untuk permukaan atas airfoil, koefisien tekanan negatif pada airfoil tanpa penambahan VG cenderung lebih besar dibandingkan dengan airfoil dengan VG.

Dari hasil pengujian diperoleh bahwa efek peningkatan gaya angkat berdasarkan distribusi tekanan akibat penambahan vortex generator diperoleh pada sudut serang yang lebih rendah. Namun untuk sudut serang yang lebih tinggi, efek penambahan vortex generator cenderung menurunkan tekanan negatif pada permukaan atas airfoil. Penggunaan vortex generator sesungguhnya ditujukan untuk dapat mengubah aliran laminar menjadi aliran turbulen sehingga menyebabkan aliran dekat dengan permukaan atas airfoil dengan vortex generator memiliki kecepatan yang lebih tinggi dibandingkan tanpa menggunakan vortex generator (Heriyadi S, 2019). Dalam hal ini, masih perlu investigasi lebih lanjut terkait variasi dimensi, bentuk, dan jarak vortex generator yang harus disesuaikan dengan karakteristik masing – masing airfoil untuk mendapatkan efek positif dari penambahan vortex generator.

IV. Kesimpulan

Dari hasil pengujian dan pembahasan dapat ditarik kesimpulan yaitu dengan penambahan vortex generator menyebabkan bagian upper surface menghasilkan koefisien tekanan yang lebih besar dibandingkan tanpa menggunakan vortex generator. Hasil penelitian menunjukkan bahwa nilai koefisien tekanan (C_p) airfoil tanpa menggunakan vortex generator untuk sudut serang 6,7, dan 8° untuk upper

surface sebesar -1,8235, -1,5000, dan -1,3529 dan lower surface 1,2647, 0,8529, dan 0,7059 sedangkan dengan menggunakan vortex generator yaitu -2,0735, -1,6176, dan -1,5000 dan 1,2941, 0,8824, dan 0,7353.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Agarwal, Shubham and Priyank Kumar. 2016. "Numerical Investigation of Flow Field and Effect of Varying Vortex Generator Location on Wing Performance". Birla Institute of Technology, Ranchi : India
- [2] Ayudia, Siti Aisyah, Artoto Arkundato, and Lutfi Rohman. 2020. "Study of Generator Effect on Airfoil Aerodynamics Using the Computational Fluids Dynamics Method". Faculty of Mathematics and Natural Sciences, University of Jember.
- [3] Heriyadi, Setyo dan Ramadhan Pradana Mahaputra. 2019. "Studi Eksperimen Pengaruh Penggunaan Vortex Generator Pada AIRFOIL NACA 0012 Dengan Moke Generator". Teknik Penerbangan, Politeknik Penerbangan Surabaya.
- [4] Jatisukamto dan sari. 2018. "ANALISIS AIRFOIL DOUBLE-SLOT FLAP LS(01)-0417 MOD DENGAN AIRFOIL TANPA FLAP NASA SC(2) 0610". Prosiding Konferensi Nasional Engineering Perhotelan IX - 2018 (215-219).
- [5] Rahman, Mahbubur, Md. Amzad Hossain, Md. Nizam Uddin and Mohammad Mashud. 2015. "Experimental Study Of Passive Flow Separation Control Over A NACA 0012 Airfoil". Department Of Mechanical Engineering, Khulna University Of Engineering and Technology, Khulna-9203
- [6] Romadhon. A. dan Dana. H., 2017. Analisis CFD Karakteristik Aerodinamika Pada Sayap Pesawat LSU-05 Dengan Penambahan Vortex Generator. *Teknologi Dirgantara*. 15(1): pp. 52-57
- [7] Sukoco, 2015. Upaya Peningkatan Gaya Angkat Pada Model Airfoil Dengan Menggunakan Vortex Generator. *Teknik*. 5(2): pp. 140-141.
- [8]]Sznajder. J. dan Tomasz. K., 2015. effects Of Turbulence Induced By Micro Vortex Generators On Shockwave Boundary Layer Interactions. *Journal of KONES Powertrain and Transport*. 22(2): p. 243.