

PENGARUH VARIASI JARAK EXTERNAL FLAP PADA AIRFOIL NACA 23012, JOUKOWSKI 12%, GOTTINGEN 79 SERTA NASA SUPERCritical 0406 DENGAN MENGGUNAKAN AUTODESK CFD

Heriyadi, Khairil Anwar, Muchsin
Jurusan Teknik Mesin Universitas Tadulako
Email : herizero007@gmail.com

ABSTRACT : Effect of External Flap Variation on Airfoil Naca 23012, Joukowski 12%, Gottingen 79 And Nasa Supercritical 0406 Using Autodesk CFD. This study aims to determine the effect of external flap distance on the pressure distribution, velocity distribution, and the lift/drag coefficient ratio of the four airfoils, performed numerically using Autodesk CFD software.

Variations in external flap distance vertically from 2.5 - 7 mm that intervals is 0.5 mm. In addition, the Angle of Attack (AoA) used in the main airfoil is 5 °. While the AoA external flap is used the same, but against the main airfoil AoA. Then the external chord length of flap is 20% of the length of the main airfoil chord and the total Reynold number value used in the simulation process is 53000.

The results showed that changes in pressure distribution, velocity distribution, lift coefficient and drag coefficient when influenced by distance variations occur only in asymmetric airfoils (Gottingen 79 & Naca 23012) which in Gottingen airfoil 79 changes occur with increasing distance up to a maximum distance of 5 mm. While Naca 23012 airfoil significant changes occur only at a distance of 4.5 mm. The highest lift / drag coefficient ratio of the four airfoils occurred at Joukowski 12% airfoil of 26.91. This is because the coefficient value of drag that occurs in Joukowski airfoil is very low when compared to other airfoils. Furthermore the highest coefficient ratio followed by airfoil Gottingen 79 of 26.37, then airfoil Naca 23012 of 23.22 and the lowest on airfoil Nasa SC 0406 of 10.73.

ABSTRAK : Pengaruh Variasi Jarak External Flap Pada Airfoil Naca 23012, Joukowski 12%, Gottingen 79 Serta Nasa Supercritical 0406 Dengan Menggunakan Autodesk CFD. Penelitian ini bertujuan untuk mengetahui distribusi tekanan, kecepatan, serta perbandingan nilai koefisien lift/drag dari keempat airfoil ketika dipengaruhi variasi jarak external flap dengan metode numerik menggunakan software Autodesk CFD.

Variasi jarak external flap dilakukan secara vertical sepanjang 2.5 – 7 mm dengan interval 0.5 mm. Selain itu sudut serang (AoA) yang digunakan pada airfoil utama ialah sebesar 5°. Sedangkan pada external flap AoA yang digunakan sama, namun terhadap AoA airfoil utama. Kemudian panjang chord external flap sebesar 20% dari panjang chord airfoil utama dan total nilai bilangan Reynold yang digunakan dalam proses simulasi ialah sebesar 53000.

Hasil penelitian menunjukkan bahwa perubahan distribusi tekanan, kecepatan serta nilai koefisien lift dan drag ketika dipengaruhi variasi jarak hanyalah terjadi pada airfoil asimetris (Gottingen 79 & Naca 23012) yang mana pada airfoil Gottingen 79 perubahan terjadi seiring dengan bertambahnya jarak hingga pada jarak maksimum yaitu 5 mm. Sedangkan pada airfoil Naca 23012 perubahan signifikan hanya terjadi pada satu jarak saja yaitu 4,5 mm. Selain itu perbandingan nilai koefisien lift/drag tertinggi dari keempat airfoil terjadi pada airfoil Joukowski 12% sebesar 26.91. Hal ini dikarenakan nilai koefisien drag yang terjadi pada airfoil Joukowski sangatlah rendah bila dibandingkan pada airfoil lainnya. Selanjutnya perbandingan koefisien tertinggi diikuti oleh airfoil Gottingen 79 sebesar 26.37, lalu airfoil Naca 23012 sebesar 23.22 dan yang terendah pada airfoil Nasa SC 0406 sebesar 10.73.

Kata Kunci : Airfoil, External Flap, Koefisien Lift, Koefisien Drag, Metode Numerik, Autodesk CFD

PENDAHULUAN

Airfoil merupakan bentuk dari sayap pesawat yang dapat menghasilkan gaya angkat pada pesawat ketika melewati suatu aliran udara (Munson et al. 2013).

Gaya angkat yang dihasilkan airfoil diakibatkan oleh perbedaan tekanan pada permukaan atas dan permukaan bawah pada airfoil tersebut. Selain pada sayap

pesawat terbang airfoil juga digunakan pada blade turbin angin untuk menghasilkan energi listrik dan digunakan juga pada spoiler mobil balap untuk menambah cengkraman ban pada saat kecepatan tinggi (Cengel and Cimbala 2013).

Penelitian terkait airfoil telah banyak dilakukan untuk menambah unjuk kerjanya. Salah satunya dengan menambahkan suatu penampang di belakang airfoil yang biasa disebut dengan *flap*. *Flap* sendiri terbagi atas beberapa jenis diantaranya adalah *plain*, *split*, *fowler*, dan *slotted*.

Penelitian airfoil yang sebelumnya dilakukan secara eksperimental sekarang sudah mulai bergeser ke arah komputasi seiring perkembangan teknologi. Hal ini dikarenakan penelitian secara eksperimen membutuhkan biaya dalam pembuatan *prototype*-nya, sehingga untuk mengatasi hal tersebut maka penelitian dilakukan dengan simulasi komputasi fluida dinamik.

Gunadi (2010) meneliti airfoil NACA 4-digit dengan menggunakan metode vorteks untuk aliran di sekitar airfoil melalui penambahan variasi flap pada bagian belakang. Hasil simulasi dengan bilangan reynold rendah, penambahan flap pada airfoil menunjukkan koefisien gaya angkat pada *plain flap* lebih besar 20,4% dibandingkan tanpa flap. Kemudian diikuti dengan kenaikan koefisien gaya hambat seiring bertambahnya sudut serang hingga 13,4% pada sudut serang 18°.

Nugraha (2011) meneliti airfoil NACA 0012 dengan menambahkan *plain flap*. Hasil simulasi menunjukkan penambahan *plain flap* menambah luas area kurva tertutup distribusi tekanan, sehingga mampu menambah gaya angkat (lift) yang ditimbulkan pada sudut serang yang sama. Kontur distribusi tekanan memperlihatkan perbedaan tekanan antara permukaan atas dan bawah yang terjadi seiring dengan bertambahnya sudut serang dan sudut defleksi flap.

Nugroho dkk (2015) menganalisa wing NACA 0015 yang dilengkapi *split flap* dengan menggunakan software Ansys-

CFD. Hasil penelitian menunjukkan sudut serang pada saat take off dan landing berada pada posisi 8° dan sudut defleksi flap berada pada posisi 20°. Sedangkan pada variasi kecepatan dan temperatur, koefisien lift tertinggi dan koefisien drag terendah berada pada kecepatan 30 m/s dengan temperatur 15°C.

Platt & Abbott (1939) meneliti karakteristik airfoil NACA 23012 yang dilengkapi dengan external flap. Bentuk airfoil external flap yang digunakan sama dengan bentuk airfoil utamanya dengan panjang chord external flap sebesar 20% dari panjang chord airfoil utama. Penelitian tersebut dilakukan secara experiment dengan variasi sudut serang dan sudut defleksi flap pada bilangan reynold 730.000. Hasil penelitian menunjukkan bahwa sudut serang maksimum berada pada sudut 14° dan sudut defleksi maksimum flap berada pada sudut 30° dengan koefisien lift sebesar 1.9 atau naik sebesar 72% dari koefisien lift tanpa menggunakan external flap.

Berdasarkan beberapa uraian di atas, penelitian ini akan mengkaji variasi jarak external flap pada airfoil NACA 23012, Gottingen 79, Joukowski 12% serta Nasa Supercritical 0406 pada kecepatan rendah dengan menggunakan software Autodesk CFD. Penelitian bertujuan mengetahui pengaruh jarak external flap terhadap distribusi tekanan, kecepatan serta hubungan antara koefisien lift dan drag. Selain itu untuk mengetahui perbandingan koefisien lift dan drag dari keempat airfoil ketika dipengaruhi oleh variasi jarak external flap.

METODE PENELITIAN

Penelitian dilakukan dari bulan Juli hingga bulan Desember 2016. Bertempat di Laboratorium Jurusan Teknik Mesin Universitas Tadulako. Alat yang digunakan untuk melakukan validasi secara eksperimen yaitu 1 set alat subsonic suction wind tunnel (Delta Lab EA600, 2016) yang dilengkapi dengan manometer U 24 tabung, airfoil NACA 23012 dengan 16 lubang statis, tabung pitot dan

termometer. Untuk simulasi numerik, digunakan adalah 1 unit PC high-end yang terhubung dengan internet, dengan aplikasi Autodesk Inventor Profesional 2016 dan Autodesk CFD 2017.

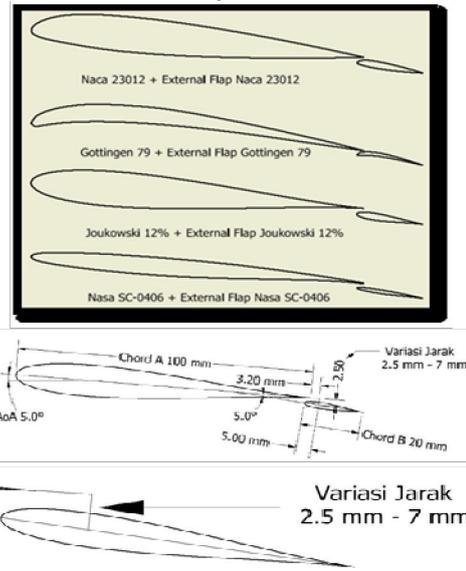


Gambar 1. Airfoil Naca 23012 & wind tunnel subsonic

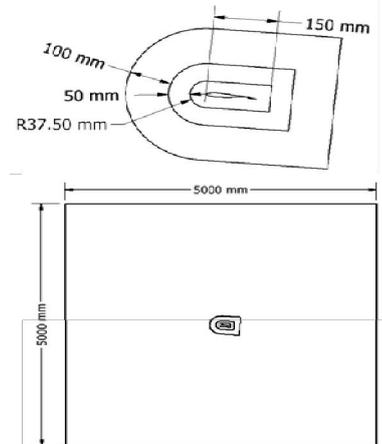
Beberapa jenis airfoil dalam penelitian ini akan diuji terhadap pengaruh variasi jarak external flap dengan bentuk yang sama dengan airfoil utamanya. Adapun jenis dari airfoil tersebut ialah Naca 23012, Gottingen 79, Joukowski 12% dan Nasa Supercritical 0406 (airfoiltool.com, 2016). Variabel penelitian dengan kecepatan udara konstan 7 m/s, dan properties udara menggunakan properties material environment pada software Autodesk CFD 2017 dengan temperatur 28°C. Dimensi airfoil dengan variasi jarak external flap serta daerah domain dan pembagian daerah ukuran mesh diperlihatkan pada gambar 2 dan 3. Proses validasi menggunakan hasil penelitian NACA (Abbot, Van Doenhoff, and Stivers 1945) dan pengujian eksperimen menggunakan terowongan angin, menggunakan airfoil yang sama pada terowongan angin yaitu NACA 23012 (Libii, 2011) (Lubis, 2012).

Selain itu, pada penelitian dengan airfoil NACA, hasil penelitian berupa grafik koefisien lift dan koefisien drag terhadap sudut serang dengan bilangan Reynold 3.000.000, sedangkan pada pengujian menggunakan terowongan angin, validasi dilakukan dengan pendekatan distribusi

tekanan pada 16 lubang statis dipermukaan airfoil (Muchammad, 2006).



Gambar 2. Jenis Airfoil dan dimensi airfoil

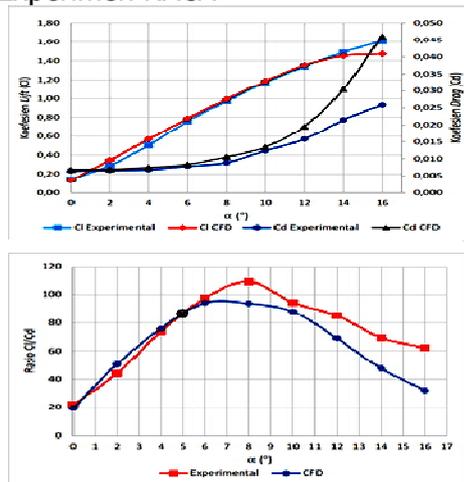


Gambar 3. Daerah Domain dan pembagian daerah ukuran mesh

Kemudian dengan menggunakan settingan simulasi pada validasi sebelumnya dan memasukkan kecepatan serta sifat udara pada saat pengujian terowongan angin maka validasi dapat dilakukan. Sehingga parameter yang sama pada validasi ini ialah jenis airfoil, dimensi udara, panjang chord dan pengaturan simulasi. Meskipun dari ke dua penelitian tersebut memiliki bilangan Reynold yang berbeda dengan penelitian yang akan dilakukan, namun dengan menyamakan parameter dan hasil yang akan didapatkan mendekati hasil penelitian maka pengaturan tersebut layak untuk digunakan (Thomson dan Louis 2000).

HASIL DAN PEMBAHASAN Validasi Hasil Simulasi

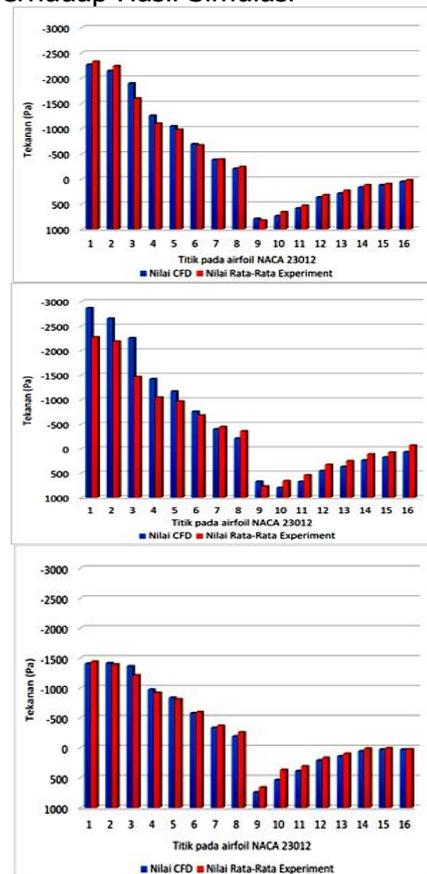
1. Hasil Simulasi Terhadap Hasil Experimen NACA



Gambar 4. Perbandingan C_l vs AoA vs C_d serta Rasio C_l/C_d terhadap AoA

Dari Gambar 4 terlihat nilai koefisien lift dari kedua hampir sama, kecuali pada sudut 16° dimana selisih diantara kedua pengujian cukup besar yaitu sebesar 8.5%. Sedangkan pada nilai koefisien drag terlihat selisih cukup besar yang terjadi ialah pada sudut 12° – 16° dengan selisih rata – rata sebesar 31%. Selain itu pada grafik nilai rasio terlihat perbedaan signifikan yang terjadi di kedua pengujian ialah pada sudut 8° – 16° , dimana selisih rata-rata pada sudut tersebut adalah 24%. Besarnya selisih tersebut terjadi akibat tingginya nilai koefisien drag pada simulasi, sehingga nilai rasio pada hasil simulasi lebih kecil bila dibandingkan dengan hasil experimen NACA. Namun demikian dengan mempertimbangkan nilai rasio pada sudut sebelumnya, maka perbandingan rata-rata dari kedua pengujian tersebut ialah sebesar 87%. Persentase ini menunjukkan bahwa hasil simulasi sudah terbukti cukup akurat untuk dipergunakan pada pengujian selanjutnya. Selain itu juga terlihat pada grafik kesinggungan garis atau kesamaan sudut serang antara pengujian experimen dan CFD berada pada sudut serang 5° . Sehingga dengan pernyataan tersebut maka sudut serang yang digunakan dalam penelitian ini ialah sebesar 5° .

2. Hasil Pengujian Terowongan Angin Terhadap Hasil Simulasi

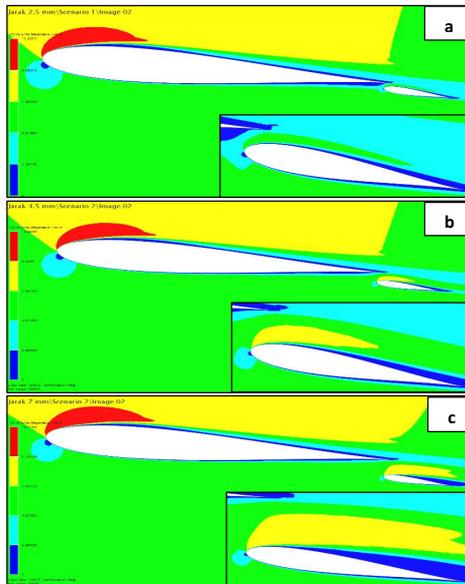


Gambar 5. Distribusi Tekanan Pengujian Experimen Dengan α 11° , 9° & 6°

Pada Gambar 5 terlihat selisih yang cukup besar terjadi hanya pada titik 1-5 yaitu sebesar 24%. Namun jika dibandingkan terhadap kedua permukaan, tekanan pada pengujian CFD pada permukaan atas lebih tinggi bila dibandingkan dengan pengujian experimen. Sedangkan pada permukaan bawah berbanding terbalik. Meskipun demikian bila ditinjau dengan selisih perbedaan tekanan (permukaan bawah – permukaan atas) maka hasil dari kedua pengujian tersebut memiliki kesamaan nilai sebesar 80%. Sedangkan pada pengujian dengan sudut serang 9° dan 6° hasil yang didapatkan terlihat kesamaan mencapai 95%. Sehingga bila di rata-ratakan persentase kesamaan antara hasil experimen terhadap hasil simulasi sebesar 90%.

Distribusi Kecepatan & Tekanan Pada Airfoil Utama

1. Joukowski 12% & Nasa SC 0406 (Simetris)



Gambar 6. Kontur Kecepatan Airfoil

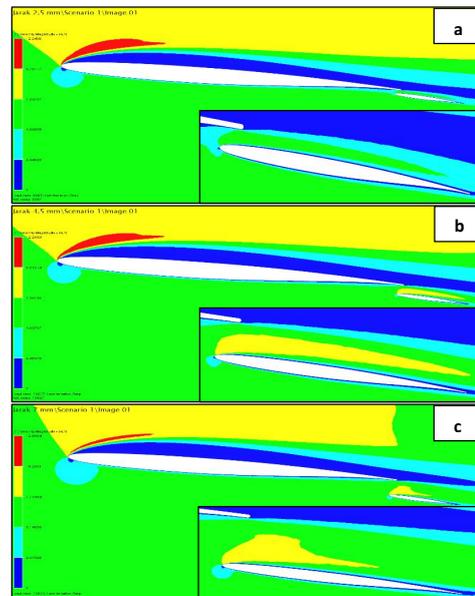
Joukowski 12% Jarak (a) 2.5 mm, (b) 4.5 mm & (c) 7 mm

Pada Gambar 6.a-6c terlihat sebaran kecepatan pada permukaan atas lebih tinggi dibandingkan dengan sebaran kecepatan yang terjadi pada permukaan bawah. Hal ini merupakan fenomena semestinya yang terjadi pada airfoil ketika dialiri udara dengan sudut serang positif.

Selain itu, terlihat juga separasi aliran terjadi pada permukaan atas yang nantinya separasi tersebut dapat membentuk daerah lapisan batas yang membuat aliran udara di daerah tersebut menjadi bergejolak (wake). Sedangkan bila dilihat pada pengaruh variasi jarak external flap terlihat dari ketiga jarak tersebut, sebaran kecepatan dan ketebalan lapisan batas yang terjadi sama.

Selanjutnya pada airfoil Nasa SC 0406 seperti yang terlihat pada Gambar 7.a-7.c sebaran kecepatan dan ketebalan lapisan batas yang terjadi pada ketiga variasi jarak cenderung sama dengan yang terjadi pada airfoil Joukowski 12%. Dimana pengaruh variasi jarak external flap tidak berdampak signifikan terhadap airfoil utamanya. Namun demikian perbedaan yang terjadi diantara kedua airfoil tersebut

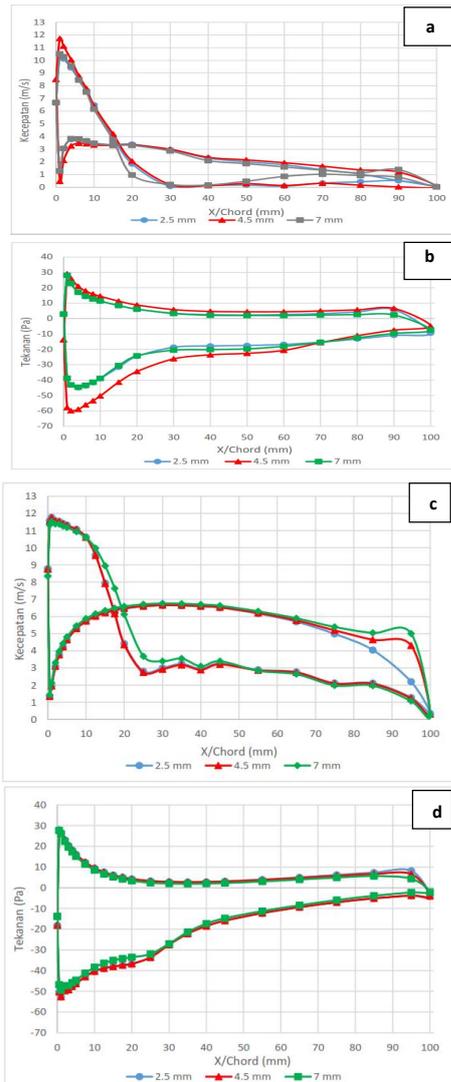
ialah berada pada ketebalan lapisan batasnya yang mana ketebalan lapisan batas yang terjadi pada airfoil Nasa SC 0406 lebih tinggi dibandingkan dengan airfoil Joukowski 12%.



Gambar 7. Kontur kecepatan Airfoil Nasa SC 0406 jarak (d) 2.5 mm, (e) 4.5 mm & (f) 7 mm

Adapun penyebab tingginya lapisan batas tersebut disebabkan oleh bentuk airfoil Nasa SC 0406 yang cukup tipis sehingga membuat aliran udara pada permukaan atas tidak mampu mengikuti bentuk dari airfoil yang mengakibatkan separasi aliran menjadi lebih cepat dibandingkan airfoil Joukowski 12%.

Hal ini diperjelas pada Gambar 8 dimana distribusi kecepatan dan tekanan disepanjang chord hampir sama. Kecuali pada bagian trailing edge, dimana kecepatan pada permukaan bawah mengalami kenaikan akibat bertambahnya jarak external flap. Selain itu pada permukaan atas airfoil terlihat kecepatan udara setelah melewati jarak 10 mm chord mulai mengalami penurunan yang sangat signifikan. Hal ini dikarenakan aliran udara pada jarak tersebut telah memasuki daerah lapisan batas yang terjadi pada airfoil tersebut. Separasi aliran yang terjadi pada airfoil berada pada jarak 2 mm chord. Pada gambar 8.d selisih tekanan atau luas area kurva tertutup yang didapatkan cukup sama dengan yang terjadi pada airfoil Joukowski 12%.



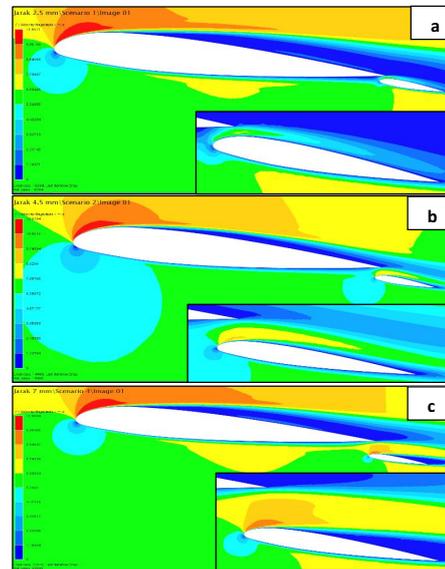
Gambar 8. (a) Distribusi kecepatan airfoil Joukowski 12%, (b) Distribusi tekanan airfoil Joukowski 12%, (c) Distribusi kecepatan airfoil Nasa SC 0406 & (d) Distribusi tekanan Nasa SC 0406

Hal tersebut tentunya dapat menguntungkan nilai koefisien lift yang dihasilkan oleh airfoil. Namun demikian bila dilihat pada nilai rasio yaitu nilai koefisien lift/drag. Hasil yang didapatkan nantinya akan sangat rendah yang dikarenakan nilai koefisien drag yang didapatkan sangat tinggi akibat tebalnya daerah lapisan batas yang terjadi pada airfoil tersebut.

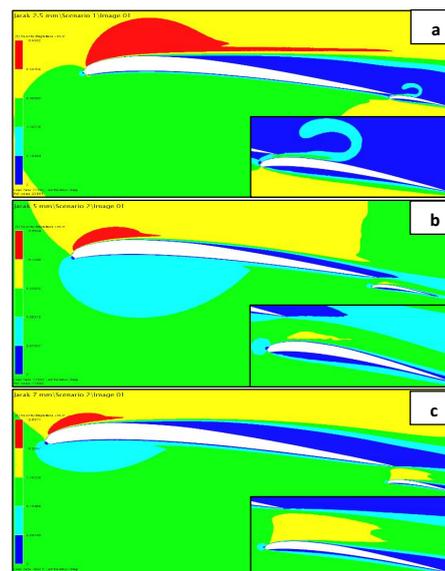
2. Naca 23012 & Gottingen 79 (Asimetris)

Pada gambar 9, untuk airfoil Naca 23012 pengaruh variasi jarak berdampak pada perubahan sebaran kecepatan dan ketebalan lapisan batas yang terjadi pada

permukaan airfoil. Hal ini disebabkan oleh aliran udara yang melintasi celah antara airfoil utama dengan airfoil external flap. Sehingga aliran pada permukaan bawah menjadi terhambat yang menyebabkan kecepatan pada permukaan atas menjadi lebih cepat dan berdampak pada turunnya ketebalan lapisan batas yang terjadi pada airfoil tersebut.



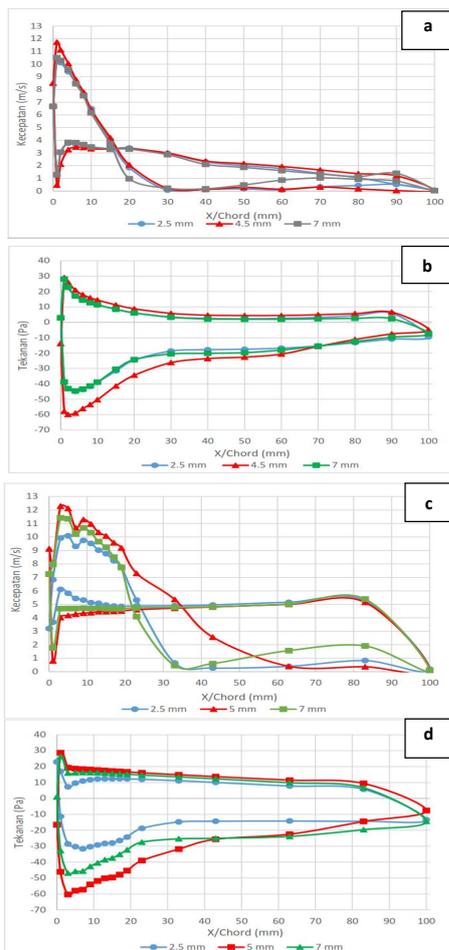
Gambar 9. Kontur kecepatan Naca 23012 jarak (a) 2.5 mm, (b) 4.5 mm & (c) 7 mm



Gambar 10. Kontur kecepatan Gottingen 79 jarak (a) 2.5 mm, (b) 5 mm & (c) 7 mm

Untuk airfoil Gottingen 79, dampak pengaruh jarak sama dengan yang terjadi pada airfoil Naca 23012. Meskipun demikian dari kedua airfoil tersebut juga mengalami perbedaan yang cukup

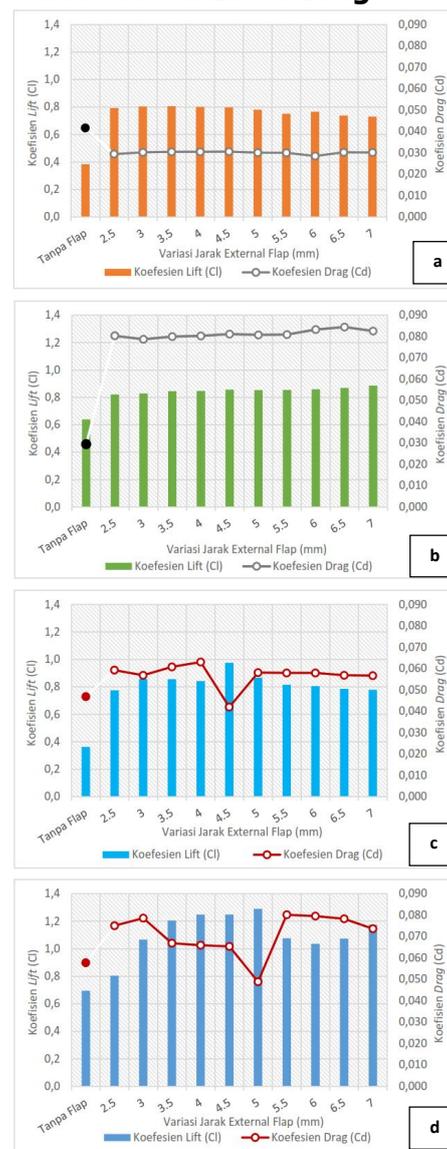
spesifik. Dimana pada jarak 2.5 mm sebaran kecepatan yang terjadi pada permukaan bawah dibagian trailing edge tidak mengalami olakan seperti yang terjadi pada Naca 23012. Hal ini karena bentuk geometri pada permukaan bawah yang menyebabkan aliran udara pada Naca 23012 tidak mampu mengikuti bentuk dari airfoil tersebut (Gambar 10.c). Namun berbeda dengan airfoil Gottingen 79 dimana aliran udara mampu mengikuti bentuk dari cekungan airfoil. Sehingga bagian trailing edge tidak mengalami olakan yang berdampak pada perubahan tebal lapisan batas bila ditambahkan jarak external flap pada airfoil tersebut.



Gambar 11. (a) Distribusi kecepatan & (b) tekanan airfoil NACA 23012 (c) Distribusi kecepatan & (d) tekanan airfoil Gottingen 79
Gambar 11 memperlihatkan distribusi kecepatan yang terjadi pada permukaan bawah dengan jarak 4.5 mm mengalami penurunan kecepatan disepanjang 0 – 10 mm chord. Sedangkan pada permukaan

atas berbanding terbalik, dimana kecepatan yang terjadi mengalami kenaikan hingga 15% dibandingkan dengan jarak lainnya. Hal tersebut, tentunya dapat menambah selisih tekanan yang terjadi dan berdampak pada naiknya nilai koefisien lift pada airfoil tersebut. Sedangkan pada jarak 7 mm distribusi kecepatan yang terjadi mengalami penurunan yang disebabkan oleh jarak external yang terlampaui jauh yang mengakibatkan hilangnya hambatan yang terjadi pada permukaan bawah airfoil.

Total Koefisien Lift & Drag

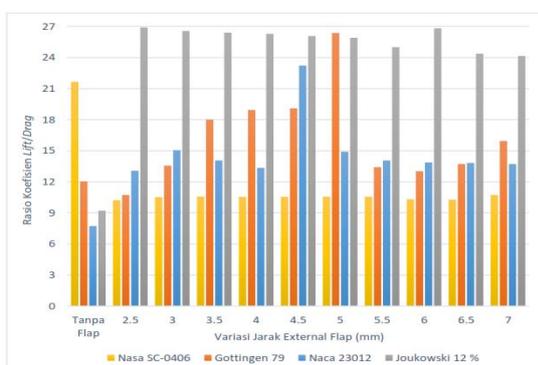


Gambar 12. Total Nilai Cl dan Cd pada airfoil (a) Joukowski 12%, (b) Nasa SC 0406, (c) Naca 23012 dan (d) Gottingen 79

Airfoil simetris pada Gambar 12.a & b, pengaruh jarak tidaklah berdampak signifikan. Hal ini sesuai dengan penjelasan sebelumnya pada distribusi yang terjadi disetiap airfoil tersebut. Sedangkan airfoil asimetris pada Gambar 12.c & d, pengaruh jarak dapat meningkatkan nilai koefisien lift. Dimana pada Naca 23012 peningkatan signifikan yang terjadi hanya pada satu jarak saja yaitu jarak 4.5 mm. Sedangkan pada jarak lainnya perubahan nilai yang didapatkan tidaklah beraturan dan selisih nilai yang terjadi juga tidak terlalu signifikan.

Kemudian pada airfoil Gottingen 79 peningkatan nilai koefisien lift terjadi seiring dengan bertambahnya jarak hingga pada jarak 5 mm dan setelah melewati jarak tersebut nilai koefisien lift mengalami penurunan secara tidak beraturan. Sedangkan pada nilai koefisien drag dikedua airfoil, nilai yang didapatkan berbanding terbalik terhadap nilai koefisien lift yang dihasilkan. Nilai koefisien drag yang terjadi mengalami penurunan seiring dengan bertambahnya nilai koefisien lift. Hal ini diakibatkan oleh perubahan ketebalan lapisan batas pada airfoil utama dimana semakin kecil lapisan batas yang terjadi maka nilai koefisien drag juga akan semakin kecil.

Rasio L/D Pada Semua Airfoil



Gambar 13. L/D pada semua airfoil

Pada Gambar 13 terlihat rasio L/D yang didapatkan pada airfoil simetris tidak mengalami perubahan signifikan terhadap variasi jarak external flapnya. Sedangkan pada airfoil asimetris pengaruh jarak

berdampak signifikan terhadap nilai rasio yang didapatkannya. Hal ini terlihat jelas pada airfoil Naca 23012 dimana perubahan signifikan yang didapatkan hanya pada jarak 4.5 mm. Sedangkan pada airfoil Gottingen 79 kenaikan jarak yang terjadi dapat meningkatkan nilai rasio yang didapatkan hingga pada jarak maksimal yaitu 5 mm.

Selain itu terlihat juga penambahan external flap pada setiap airfoil dapat meningkatkan nilai rasio yang terjadi pada airfoil tersebut. Kecuali pada airfoil Nasa SC 0406 dimana nilai rasio yang didapatkan lebih rendah dibandingkan dengan nilai rasio tanpa flap. Hal ini dikarenakan nilai koefisien drag yang terjadi pada airfoil Nasa SC 0406 sangat tinggi dibandingkan dengan tanpa flap, yang berdampak turunnya nilai rasio pada airfoil tersebut. Selain itu bila nilai rasio dibandingkan terhadap semua jenis airfoil dengan penambahan flap, maka airfoil Joukowski memiliki nilai rasio paling tinggi dibandingkan pada airfoil lainnya. Hal ini dikarenakan nilai koefisien drag yang terjadi pada airfoil Joukowski 12% sangat rendah dibandingkan dengan airfoil lainnya. Meskipun nilai koefisien lift tertinggi berada pada airfoil Gottingen 79, namun nilai koefisien drag yang terjadi pada airfoil tersebut masih lebih tinggi bila dibandingkan dengan airfoil Joukowski 12%. Adapun nilai rasio yang didapatkan pada airfoil Joukowski 12% ialah sebesar 26.91, Gottingen 79 sebesar 26.37, Naca 23012 sebesar 23.22 dan Nasa SC 0406 sebesar 10.73.

SIMPULAN

Berdasarkan hasil penelitian yang dilakukan, maka dapat ditarik beberapa kesimpulan yaitu:

Pengaruh variasi jarak external flap terhadap distribusi tekanan, kecepatan serta koefesein lift dan drag pada setiap jenis airfoil di mana distritribusi kecepatan dan tekanan yang terjadi pada airfoil utama tidak mengalami perubahan signifikan terhadap pengaruh variasi jarak. Kecuali pada airfoil asimetris, dimana distribusi kecepatan dan tekanan yang

terjadi pada airfoil Gottingen 79 mengalami kenaikan seiring dengan bertambahnya jarak hingga pada jarak maksimum yaitu jarak 5 mm.

Pada airfoil Naca 23012 perubahan yang signifikan hanyalah terjadi pada satu jarak saja yaitu jarak 4.5 mm. Kenaikan distribusi tekanan yang terjadi pada airfoil asimetris dapat meningkatkan nilai koefesein lift yang dihasilkan. Sedangkan pada nilai koefesein drag hasil yang didapatkan mengalami penurunan seiring dengan meningkatnya nilai koefesein lift yang dihasilkan.

Nilai rasio tertinggi yang didapatkan ialah pada airfoil Joukowski 12% sebesar 26.91, kemudian diikuti airfoil Gottingen 79 sebesar 26.37, lalu airfoil Naca 23012 sebesar 23.22 dan yang terendah pada airfoil Nasa SC 0406 sebesar 10.73.

DAFTAR RUJUKAN

- Abbot, I.H., A.E. Van Doenhoff, and L.S. Stivers. 1945. "Summary Of Airfoil Data." Washington DC: National, Advisory Committee for Aeronautics.
- Airfoil Tools. 2016. "GOE 79 (PFALZ 11) AIRFOIL (goe79-II)." <http://airfoiltools.com>. 2016. <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=goe79-il>.
- . 2016. "JOUKOWSKI 12% AIRFOIL." [Http://airfoiltools.com](http://airfoiltools.com). 2016. <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=joukowsk-il>.
- . 2016. "NACA 23012 12% (naca23012-II)." <http://airfoiltools.com>. 2016. <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca23012-il>.
- . 2016. "NASA SC (2) -0406 AIRFOIL (sc20406-II)." <http://airfoiltools.com>. 2016. <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=sc20406-il>.
- Cengel, Y.A., and J. M. Cimbala. 2013. Fluid Mechanics,. 3rd Edition. New York: McGraw-Hill.
- Deltalab. 2016. "Subsonic Suction Wind Tunnel EA600." [Http://deltalab-smt.com](http://deltalab-smt.com). 2016. <http://www.deltalab-smt.com/teaching-mechanical-engineering/fluid-mechanics-aerodynamics/aerodynamics/subsonic-suction-wind-tunnel-ea600>.
- Gunadi, G. G. R. 2010. "Simulasi Aliran Lewat Aerofoil Dengan 'Slotted Flap' Menggunakan Metode Vorteks." POLITEKNOLOGI Vol.9 (No.3).
- Libii, J. N. 2011. "Wind Tunnels And Experimental Fluid Dynamic Research." University-Purdue University Fort Wayne.
- Lubis, M., M. 2012. "Analisis Aerodinamika Airfoil NACA 2412 Pada Sayap Pesawat Model Type Glindir Dengan Menggunakan Software Berbasis Computation Fluid Dynamic Untuk Memperoleh Gaya Angkat Maksimum." Medan: Jurusan Teknik Mesin USU.
- Muchammad. 2006. "Perhitungan Gaya Drag Pada Benda Uji Pelat Persegi Datar Menggunakan Low Speed Wind Tunnel." Momentum Vol.2 (No.1):15–25.
- Munson, Bruce R., Theodore H. Okiishi, Wade W. Huebsch, and Alric P. Rothmayer. 2013. Fundamentals of Fluid Mechanics. 7th Edition. John Wiley & Sons, Inc.
- Nugraha, H., S. 2011. "Simulasi Numerik Pengaruh Plain Flap Pada Airfoil Naca 0012 Terhadap Distribusi Tekanan." Solo: Jurusan Teknik Mesin UNS.
- Nugroho, and M Effendy. 2015. "Studi CFD Aliran Udara Disekeliling Wing Naca 0015 Yang Dilengkapi Split Flap." Teknik Mesin, Universitas Muhammadiyah Surakarta.
- Platt, R., C., and I. Abbott H. 1938. "Aerodynamic Characteristics of NACA 23012 And 23021 Airfol With 20% Chord External-Airfoil Flaps of NACA 23012 Section." Report No.573. ", National Advisory Committee For Aeronautics.
- Thomson, M, and M Louis. 2000. Theoretical Aerodynamics. Dover Publ,.