

ANALISIS PENGARUH VANE TERHADAP KARAKTERISTIK *DOUBLE SLOTTED FLAP* PESAWAT N2XX DENGAN METODE SIMULASI *COMPUTATIONAL FLUID DYNAMIC*

Mirna Sari^{1*}, Gaguk Jatisukanto², Gembong Djoni Putranto³

¹Mahasiswa Jurusan Teknik Mesin Fakultas Teknik Universitas Jember, Jl. Kalimantan 37, Jember, 68121

²Staf Pengajar Jurusan Teknik Mesin Fakultas Teknik Universitas Jember, Jl. Kalimantan 37, Jember, 68121

³Staf Pegawai PT. Dirgantara Indonesia, Jl. Padjajaran 154, Bandung, 40174

E-mail: *mirnasari.0904@gmail.com

ABSTRACT

Kestabilan pesawat terbang dipengaruhi oleh karakteristik aerodinamik, salah satu diantaranya adalah koefisien lift (C_l). Nilai C_l adalah rasio antara gaya lift (L) dengan tekanan dinamis (q). Nilai C_l ditentukan berdasarkan desain bentuk airfoil dan penggunaan jenis flap. Peningkatan C_l dari penelitian sebelumnya menggunakan metode simulasi diperoleh 20,4% dengan penambahan flap. Penelitian ini bertujuan untuk mensimulasikan flap dengan menambahkan vane (double slotted flap). Metodologi dalam penelitian menggunakan simulasi Computational Fluid Dynamic (CFD). Hasil penelitian airfoil dengan vane memiliki C_l maksimum 35,99% lebih besar dibandingkan desain airfoil tanpa vane, atau masing – masing 5,77 dan 5,61. Nilai C_l maksimum airfoil dengan vane maupun airfoil tanpa menggunakan vane terjadi pada sudut serang (α) = 16°. Kesimpulan penelitian menginformasikan bahwa vane berpengaruh terhadap karakteristik pesawat N2XX. Vane dapat meminimalisir terjadinya stall (penurunan nilai C_l) pesawat terbang pada kondisi take off maupun landing.

Keywords : C_l , vane, double slotted flap, airfoil

PENDAHULUAN

Indonesia merupakan salah satu negara kepulauan terbesar di dunia yang terdiri dari 17.504 pulau dari Sabang sampai Merauke [1]. Peningkatan moda transportasi penumpang dan logistik antar pulau mayoritas menggunakan jalur laut sebesar 7,5% dari tahun 2015 [2]. Pemerintah Republik Indonesia mencaangkan program Kebijakan Nawa Cita pembangunan dimulai dari pinggir, untuk mempermudah mobilisasi dari berbagai penjur tanah air [3].

Pesawat udara merupakan salah satu alat transportasi yang paling efektif untuk menghubungkan jalur lalu lintas antar pulau [4]. Penerbangan perintis adalah solusi dalam mengatasi jalur penghubung daerah – daerah terpencil [5]. PT. Dirgantara Indonesia telah berhasil memproduksi pesawat berkapasitas dibawah 50 penumpang. Pesawat N2XX adalah pesawat yang dirancang untuk memenuhi kebutuhan penerbangan perintis [6].

Fajri (2008), penelitian yang menganalisa karakteristik *airfoil* NACA 4412 dengan menggunakan *wind tunnel* (metode panel Smith Hess). Metode tersebut, menunjukkan distribusi kecepatan pada permukaan *airfoil*. Perbedaan distribusi kecepatan dipengaruhi oleh sudut serang, dan ketebalan maksimum *airfoil* [7].

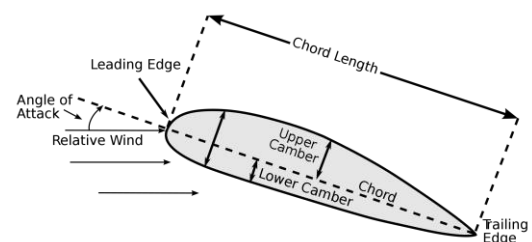
Gunadi (2010) menyatakan bahwa simulasi aliran pada *airfoil slotted flap* (*airfoil* tanpa *vane*

pada *double slotted flap*) menggunakan metode Vorteks. Penambahan *flap* pada *airfoil* menunjukkan koefisien *lift plain flap* lebih besar 20,4% dibandingkan tanpa *flap*. Penambahan *flap* dapat meningkatkan nilai koefisien *lift* [8]. Tujuan dari penelitian ini adalah untuk mengetahui pengaruh adanya *vane* pada *double slotted flap* terhadap karakteristik pesawat N2XX.

DASAR TEORI

a. Airfoil

Airfoil merupakan geometri yang dibuat untuk menghasilkan *lift* yang lebih besar daripada gaya *drag* ketika ditempatkan pada aliran dan sudut serang (α) tertentu [9]. *Airfoil* memiliki bentuk ujung yang lancip untuk menjaga aliran udara agar dapat *streamline* dapat dilihat pada Gambar 1 [10]. *Airfoil* yang efisien adalah *airfoil* yang penampangnya menyerupai tetesan air [11].



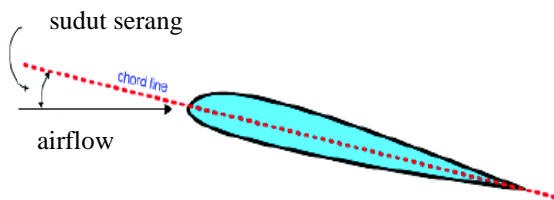
Gambar 1. *Airfoil* (Hadi dan Danardono, 2009)

Keterangan gambar:

- Leading edge*: bagian paling depan dari sebuah *airfoil*.
- Trailing edge*: bagian paling belakang dari sebuah *airfoil*.
- Chord line* (tali busur): garis lurus yang menghubungkan *leading edge* dengan *trailing edge*.
- Mean line*: garis yang membagi sama besar antara permukaan atas dan permukaan bawah dari *airfoil*.

b. Sudut Serang (Angle of Attack = α)

Sudut serang (α) adalah sudut yang dibentuk oleh tali busur sebuah *airfoil* dan arah aliran udara yang melaluinya. Nilai *lift* sama dengan 0 apabila *airfoil* simetris tidak terdapat α . Sudut serang dimana gaya *lift* sama dengan 0 disebut *zero angle lift*. Sudut serang digambarkan pada Gambar 3 [12].

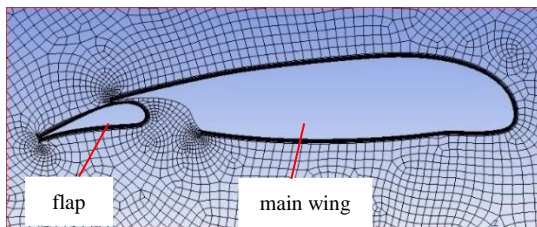


Gambar 3. Sudut Serang (Lubis, 2012)

c. Flap

Flap merupakan jenis sirip pesawat yang digunakan untuk meningkatkan gaya angkat (*lift*). *Flap* bekerja dengan memperluas permukaan sayap atau memberikan lengkungan pada sayap. *Flap* biasanya dipasang pada bagian belakang sayap (*trailing edge*). *Flap* juga menyebabkan peningkatan *drag*. *Drag* dimanfaatkan ketika *landing* sehingga dengan adanya *drag* dapat membantu pengereman [10].

d. Slotted Flap



Gambar 4. Slotted flap

Slotted flap memiliki jarak antara *flap* dan *main wing* seperti yang ditunjukkan oleh Gambar 4. Aliran udara bertekanan tinggi dari bawah sayap melalui jarak atau celah tersebut. *Boundary layer* dapat mencegah separasi, sehingga *drag* yang dihasilkan kecil [14].

Jenis *slotted flap* yang lain yaitu *double slotted flap*, dapat diamati pada Gambar 5. *Double slotted flap* ketika didefleksikan dengan sudut yang besar, maka tidak menghasilkan aliran separasi secara cepat, karena adanya *vane* yang berada diantara sayap dan *flap*. *Vane* berfungsi sebagai penghambat adanya aliran separasi [15].

e. Prinsip Bernoulli

Prinsip Bernoulli menjelaskan bahwa pada suatu aliran fluida, peningkatan kecepatan fluida akan mengakibatkan penurunan tekanan pada aliran tersebut. Prinsip ini merupakan penyederhanaan dari Persamaan Bernoulli yang menerangkan bahwa jumlah energi pada suatu titik dalam aliran fluida tertutup sama dengan jumlah energi di titik lain pada jalur aliran yang sama (dapat dilihat pada persamaan 1 dan 2) [8]. Bentuk persamaan Bernoulli untuk aliran termampatkan adalah sebagai berikut:

$$E. \text{potensial} + E. \text{kinetis} + E. \text{tekan} = \text{Konstan} \quad (1)$$

Keterangan :

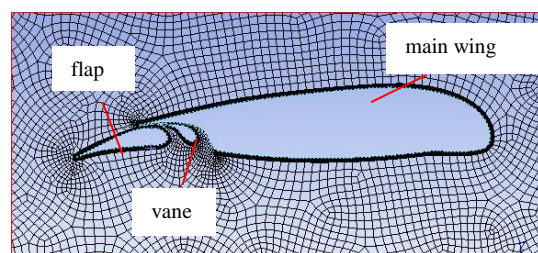
- E. potensial = mgh
- E. kinetis = $\frac{1}{2} m v^2$
- E. tekan = p

Bentuk persamaan Bernoulli untuk aliran tak termampatkan adalah sebagai berikut:

$$p + \rho gh + \frac{1}{2} \rho v^2 = \text{konstan} \quad (2)$$

Keterangan:

- v = Kecepatan fluida (m/s^2)
- g = Percepatan gravitasi bumi (m/s^2)
- h = tekanan fluida (N/m^2)
- ρ = densitas fluida (kg/m^3)



Gambar 5. double slotted flap

METODOLOGI PENELITIAN

Penelitian menggunakan metode simulasi CFD. Simulasi dilakukan di Divisi Aerodinamik, Gedung Pusat Teknologi, PT. Dirgantara Indonesia. Peralatan yang digunakan dalam simulasi adalah sebagai berikut:

- *software* Ansys 17.0

Tahap – tahap penelitian yang dilakukan antara lain:

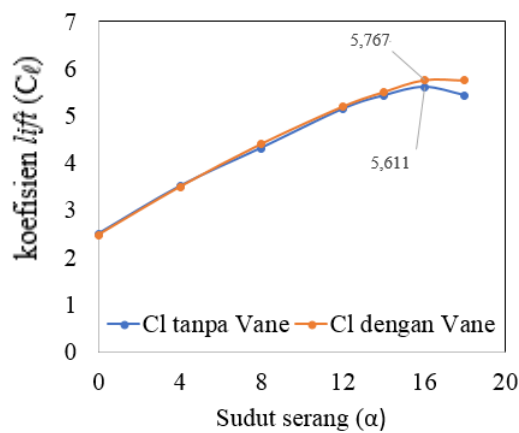
- Melakukan studi lapang pesawat N2XX;

- b) Melakukan studi literatur;
- c) Menentukan parameter yang diperlukan dalam penelitian;
- d) Melakukan simulasi dengan variasi sudut serang $0^\circ, 4^\circ, 8^\circ, 12^\circ, 14^\circ, 16^\circ, 18^\circ$;
- e) Melakukan validasi dengan hasil *wind tunnel test*;
- f) Pembahasan analisa simulasi;
- g) Kesimpulan.

Simulasi dilakukan dalam 3 proses yaitu: pre-processing, solver dan post-processing. Tahap pre-processing digunakan untuk menghasilkan meshing pada software Ansys Workbench, sedangkan solver dan post processing digunakan untuk penentuan metode dan input parameter yang diperlukan pada software Fluent.

HASIL DAN PEMBAHASAN

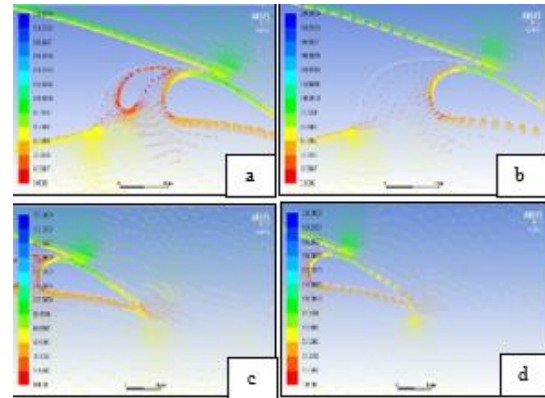
Hasil simulasi penelitian berupa perbandingan vektor kecepatan fluida yang mengalir disekitar *airfoil* dan gaya yang terjadi pada *airfoil* yaitu nilai C_l dari *airfoil* tanpa *flap* dan *airfoil* dengan *flap*.



Gambar 6. korelasi antara C_l dengan α

Grafik $C_l - \alpha$ memiliki sudut kemiringan yang berbeda, dimana *airfoil* tanpa terpasang *vane* memiliki *slope* yang lebih kecil dibandingkan dengan *flap* menggunakan *vane*. Kemiringan sudut 0° sampai 14° menghasilkan kecenderungan yang sama (berimpit). Perbedaan mulai muncul pada saat $\alpha = 16^\circ$ diilustrasikan pada Gambar 6. Koefisien lift pada *airfoil* tanpa menggunakan *vane* memiliki nilai C_l maksimal sebesar 5,611. Nilai C_l maksimal dari *airfoil* dengan menggunakan *vane* lebih besar yaitu sebesar 5,767. *Vane* pada *double-slotted flap* sangat berpengaruh pada hasil koefisien lift dengan selisih C_l maksimal 0,156.

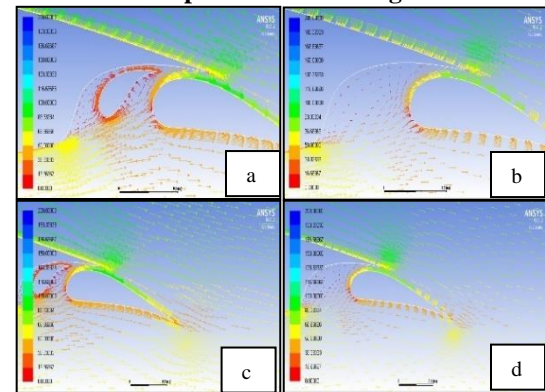
Hasil Simulasi pada Sudut Serang 0°



Gambar 7. simulasi vektor kecepatan $\alpha = 0^\circ$ (a. Vektor kecepatan *airfoil* dengan *vane*; b. Vektor kecepatan *airfoil* tanpa *flap*; c. Detail *trailing edge* dengan *flap*; d. Detail *trailing edge* tanpa *flap*)

Perbedaan vektor kecepatan *airfoil* dengan *flap* digambarkan oleh Gambar 7a dan Gambar 7b. Detail kecepatan pada bagian *trailing edge* dapat dilihat pada Gambar 7c dan Gambar 7d. Aliran udara yang terjadi pada permukaan *flap* hampir sama, belum ada perbedaan yang mencolok. Sama-sama memiliki kecepatan rendah pada *trailing edge* bagian bawah yaitu antara 20 – 50 m/s. Gradasi warna oranye dan kuning pada skala warna menunjukkan tinggi rendahnya kecepatan aliran.

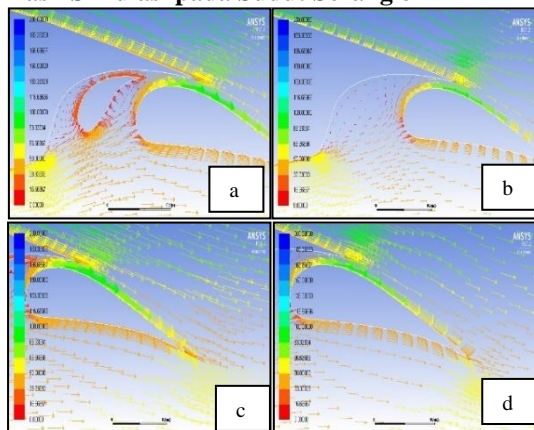
Hasil Simulasi pada Sudut Serang 4°



Gambar 8. simulasi vektor kecepatan $\alpha = 4^\circ$ (a. vektor kecepatan *airfoil* dengan *vane*; b. vektor kecepatan *airfoil* tanpa *flap*; c. detail *trailing edge* dengan *flap*; d. detail *trailing edge* tanpa *flap*)

Detail aliran pada bagian *trailing edge* ditunjukkan oleh Gambar 8c dan Gambar 8d. Aliran yang terdapat pada permukaan *flap* memiliki kecepatan rendah sebesar 30 – 90 m/s, ditunjukkan oleh gradasi warna hijau, kuning dan merah pada skala warna. Vektor kecepatan pada $\alpha = 4^\circ$ ini memiliki koefisien *drag* yang tidak terlalu jauh berbeda dengan vektor kecepatan pada sudut serang 0° , sehingga dapat dilihat *trailing edge* pada Gambar 8a dan Gambar 8b tidak mengalami perubahan dari hasil simulasi pada $\alpha = 0^\circ$.

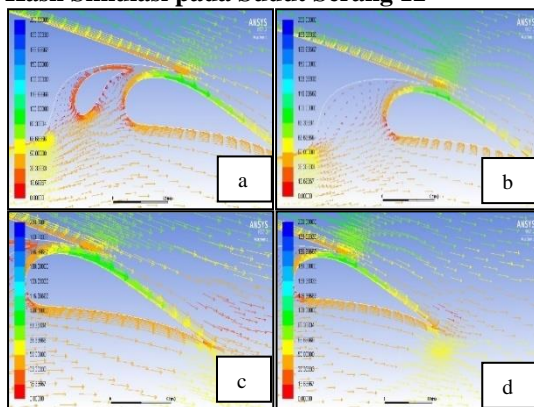
Hasil Simulasi pada Sudut Serang 8°



Gambar 9. simulasi vektor kecepatan $\alpha = 8^\circ$ (a. vektor kecepatan *airfoil* dengan *vane*; b. vektor kecepatan *airfoil* tanpa *flap*; c. detail *trailing edge* dengan *flap*; d. detail *trailing edge* tanpa *flap*)

Aliran pada bagian sela – sela antara *airfoil*, *vane*, dan *flap* terbentuk aliran yang berputar atau (aliran *bubble*) diilustrasikan pada Gambar 9a dan Gambar 9b. Aliran *bubble* tersebut mengakibatkan adanya peningkatan gaya *drag*. *Bubble* pada *airfoil* tanpa terpasang *vane* tampak bahwa lebih besar dibandingkan dengan *airfoil* dengan terpasang *vane*. Gaya *drag* pada *airfoil* tanpa terpasang *vane* menjadi lebih besar (Gambar 9b).

Hasil Simulasi pada Sudut Serang 12°

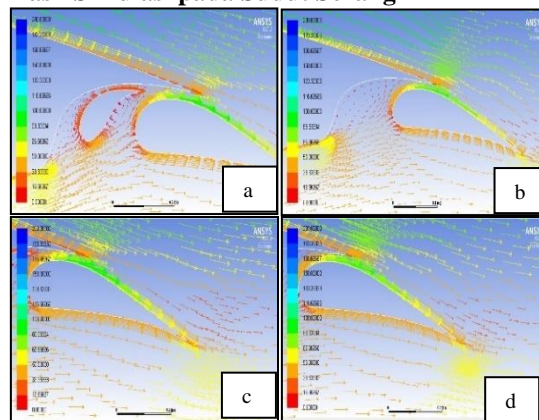


Gambar 10. simulasi vektor kecepatan $\alpha = 12^\circ$ (a. vektor kecepatan *airfoil* dengan *vane*; b. vektor kecepatan *airfoil* tanpa *flap*; c. detail *trailing edge* dengan *flap*; d. detail *trailing edge* tanpa *flap*)

Aliran udara yang mengalir dari bagian bawah ke bagian atas menyebabkan terjadinya udara *bubble* (udara terjebak) ditunjukkan oleh Gambar 10a dan Gambar 10b. Detail kecepatan aliran pada bagian *trailing edge* dapat dilihat pada Gambar 10c dan Gambar 10d. *bubble* pada bagian bawah *trailing edge*, menyebabkan koefisien *drag* maupun gaya *drag* menjadi lebih tinggi. *Airfoil* tanpa terpasang *vane*, terdapat udara *bubble* pada

airfoil tersebut lebih besar dibandingkan udara *bubble* yang terjadi pada *airfoil* dengan terpasang *vane*.

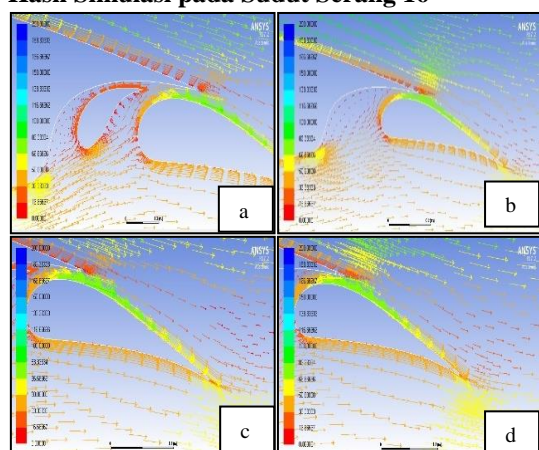
Hasil Simulasi pada Sudut Serang 14°



Gambar 11. simulasi vektor kecepatan $\alpha = 14^\circ$ (a. vektor kecepatan *airfoil* dengan *vane*; b. vektor kecepatan *airfoil* tanpa *flap*; c. detail *trailing edge* dengan *flap*; d. detail *trailing edge* tanpa *flap*)

Aliran laminar pada permukaan *airfoil* merupakan *boundary condition* yang bertujuan untuk mengurangi separasi. Aliran separasi dapat dilihat digambarkan pada Gambar 11a dan Gambar 11b. Aliran udara yang telah melewati daerah *boundary layer* maka aliran udara tersebut menjadi aliran turbulen (lebih detail pada Gambar 11c dan Gambar 11d). Hal ini yang menyebabkan kecepatan menjadi lebih tinggi. Kecepatan rendah mengakibatkan tekanan pada bagian tersebut menjadi tinggi. Pengaruhnya adalah semakin meningkatkan gaya *lift*, dan mengurangi gaya *drag*.

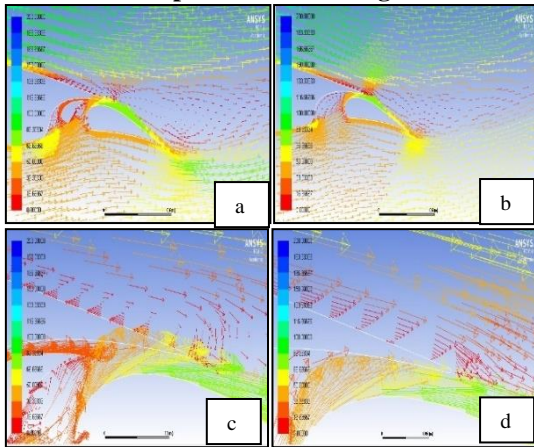
Hasil Simulasi pada Sudut Serang 16°



Gambar 12. simulasi vektor kecepatan $\alpha = 16^\circ$ (a. vektor kecepatan *airfoil* dengan *vane*; b. vektor kecepatan *airfoil* tanpa *flap*; c. detail *trailing edge* dengan *flap*; d. detail *trailing edge* tanpa *flap*)

Gambar 12. Sudut serang 16° mulai terjadi perbedaan yang lebih mencolok daripada sudut serang sebelumnya. Fenomena aliran udara di sekitar kedua *airfoil* dapat ditunjukkan pada Gambar 12. *Boundary condition* yang terdapat pada masing – masing permukaan *airfoil* memiliki perbedaan pada gradasi warna yang berbeda. *Boundary* ini merupakan batas aliran laminar yang terdapat pada *airfoil* tersebut ditunjukkan oleh Gambar 12a dan Gambar 12b. Aliran seragam tersebut, maka dapat meminimalisir akan adanya aliran udara separasi (detail dapat dilihat pada Gambar 12c dan Gambar 12d). *Airfoil* dengan terpasang *vane* memiliki koefisien *drag* yang lebih rendah dari pada *airfoil* tanpa terpasang *vane*. Separasi pada *airfoil* dengan terpasang *vane* muncul lebih awal daripada separasi pada *airfoil* tanpa terpasang *vane*.

Hasil Simulasi pada Sudut Serang 18°



Gambar 13. simulasi vektor kecepatan $\alpha = 18^\circ$ (a. vektor kecepatan *airfoil* dengan *vane*; b. vektor kecepatan *airfoil* tanpa *flap*; c. detail *trailing edge* dengan *flap*; d. detail *trailing edge* tanpa *flap*)

Detail aliran separasi dapat dilihat pada Gambar 13c dan Gambar 13d. Arah anak panah mengarah ke depan (*leading edge*) dengan kecepatan rendah (anak panah warna merah). *Airfoil* dengan terpasang *vane* aliran *separasi* tampak lebih tebal dibandingkan aliran *separasi* yang terjadi pada *airfoil* tanpa terpasang *vane*. Bagian belakang *trailing edge* terjadi olakan aliran sehingga ditunjukkan oleh anak panah yaitu tidak beraturan, digambarkan pada Gambar 13a dan Gambar 13b.

KESIMPULAN

Vane pada *double slotted flap* berpengaruh terhadap karakteristik pesawat N2XX. Karakteristik pesawat ditekan pada nilai C_l . Nilai C_l dipengaruhi oleh sudut serang (α). Sudut serang semakin besar menyebabkan C_l *airfoil* tanpa *vane* dan *airfoil* dengan *vane* semakin besar pula. Nilai $C_{l_{max}}$ *airfoil* dengan *vane* = 5,767 pada $\alpha =$

16° . Nilai $C_{l_{max}}$ *airfoil* tanpa *vane* = 5,611 pada α yang sama.

SARAN

Penelitian dapat dikembangkan lebih lanjut dalam hal variasi sudut serang (α) yang lebih rapat atau banyak. Perlu adanya validasi untuk membuktikan bahwa simulasi yang dilakukan tepat.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Lasabuda, Ridwan. 2013. *Pembangunan Wilayah Pesisir dan Lautan dalam Perspektif Negara Kepulauan Republik Indonesia*. Jurnal Ilmiah Platax. 1(2):92-101.
- [2] Kementerian Perhubungan. *Berbagai Terbitan*, [November 2017]
- [3] Lopulalan, 2014, *Kebijakan Nawa Cita*, Kompas.com
- [4] Hadi, Syamsul dan Danardono. 2009. *Pengaruh Penambahan Winggrid terhadap Karakteristik Distribusi Tekanan*. Jurnal Mekanika.7(2);15-25
- [5] Harahap, Yudiansyah dan Sasongko, Heran. 2003. *Analisa Karakteristik Distribusi Tekanan dan Kecepatan pada Bodi Aerodinamika Airfoil dengan Metoda Panel dalam Fenomena Flow Around Body*. Jurnal Teknik Mesin.5(1):22-35
- [6] Gede, S. I. dkk.. 2014. *Pengaruh Fixed Leading Edge Slot terhadap Karakteristik Airfoil Simetris dengan variasi Sudut Serang*. Jurnal Ilmiah Teknik Desain Mekanika.3(6): 61-69
- [7] Gun, R. Gunadi. 2010. *Simulasi Aliran Lewat Airfoil dengan Slotted Flap menggunakan Metode Vorteks*. Jurnal Politeknologi.9(3): 35-44
- [8] Sugiarto, Tris. 2008. *Analisa Karakteristik Airfoil NACA 4412 dengan Metode Wind Tunnel*. Jurnal Iteks.2(2):141-160
- [9] Ridha, Rasyid, 2017. *Studi Numerik Karakteristik Aliran Tiga Dimensi di Sekitar Airfoil NACA 0012 dengan Backward Swept Angle 0° , 15° , dan 30°* , ITS
- [10] Hadi, Syamsul. 2008. *Pengaruh Twisted Multiple Winglet terhadap Gaya Lift Aerofoil NACA 0012 pada Angka Reynolds Rendah*. Jurnal Mekanika.6(2):92-99
- [11] Danardono. 2005. *Pengaruh Separasi Aliran terhadap Kinerja Aerodinamika Airfoil NACA 0012*. Jurnal Mekanika.3(3):9-12
- [12] Hadi, Syamsul. 2005. *Perubahan Distribusi Tekanan Aerofoil Akibat Pengaruh Variasi Sudut Serang*. Jurnal Mekanika. 4(1):14-19