

ANALISIS PENGARUH PENAMBAHAN RECTANGULAR RIBLETS DAN V-GROOVE RIBLETS TERHADAP PERFORMA AERODINAMIK AIRFOIL NACA 2412

Setyo Hariyadi S.P.¹, Nadira Wahyu Arianti¹
Politeknik Penerbangan Surabaya
E-mail: hudzaifahsetyo@gmail.com

Abstrak

Karakteristik aerodinamika merupakan suatu hal yang sangat penting dalam bidang aplikasi aerodinamika yang ditujukan untuk mendapatkan performansi maksimum dari suatu bentuk airfoil. Oleh karena itu, dalam hal penelitian terhadap karakteristik aerodinamika suatu airfoil sangat diperlukan adanya guna mendapatkan hasil berupa perkembangan konfigurasi airfoil dengan hasil output gaya untuk performa yang lebih baik. Seiring dengan semakin berkembangnya zaman, penelitian semakin mudah dilakukan tanpa menyita banyak waktu dan menghabiskan banyak biaya. Salah satunya adalah penelitian dengan simulasi menggunakan software numerik. Dalam penelitian ini, analisa karakteristik aerodinamika pada airfoil dilakukan dengan simulasi udara pada benda uji berupa geometri airfoil NACA 2412 yang diberi ekstensi berupa riblets dengan variasi bentuk rectangular dan bentuk V-groove. Pengolahan data menggunakan metode Computational Fluid Dynamic (CFD). Dari simulasi tersebut diperoleh hasil efektifitas tertinggi adalah dari benda uji jenis plain airfoil NACA 2412 ditinjau dari perolehan gaya angkat yang dihasilkan paling besar ada pada sudut serang 15° yaitu sebesar 317.2342 N.

Kata Kunci: Airfoil, NACA 2412, Riblets, Computational Fluid Dynamic

PENDAHULUAN

Perkembangan dalam penelitian menggunakan metode komputasi untuk mempermudah dalam perhitungan dari suatu *airfoil*. Salah satu metode yang dipakai dalam komputasi adalah metode *Computational Fluid Dynamic* (CFD). Banyak jenis *software* khusus untuk menghitung masalah fluida dengan metode CFD. Hasilnya adalah aproksimasi dari nilai setiap variabel pada titik tertentu dalam domain. Untuk menyelesaikan persamaan dalam hal analisis CFD (*Computational Fluid Dynamic*) dapat digunakan beberapa jenis *software* untuk menyelesaikan permasalahan pada bidang dinamika fluida, diantaranya Solidwork, Exceed, Gambit, Catia, Nastran, ProEngineering, Ansys, dan lain-lain.

Pada penelitian ini dilakukan studi mengenai aliran udara pada sayap pesawat setelah adanya penambahan *riblets* dengan menggunakan bantuan *software* ANSYS. *Riblets* merupakan kontur kekasaran pada permukaan lintasan aliran yaitu sayap. *Riblets* berupa alur

beraturan yang memiliki tebal dan lebar. Penggunaan *riblets* dapat memperbesar dan memperkecil gaya hambat, hal itu tergantung dari konfigurasi ketebalan dan lebar sebuah *riblets*. Sehingga penggunaan *riblets* ini masih jarang digunakan. Hasil simulasi nantinya berupa nilai gaya angkat, nilai gaya hambat, dan visualisasi kontur sebaran kecepatan. Ansys adalah *software* dengan program paket yang dapat memodelkan elemen hingga untuk menyelesaikan masalah yang berhubungan dengan aerodinamika, termasuk di dalamnya masalah fluida. Analisa performa aerodinamika suatu penampang *airfoil* sangatlah diperlukan untuk menentukan gaya angkat (*lift*) maksimum yang terjadi serta gaya-gaya yang bekerja pada penampang *airfoil* seperti gaya angkat dan gaya hambat.

Dalam penelitian ini dipilih suatu penyelesaian, kajian masalah karakteristik aerodinamika yang terdapat disekitar *airfoil* menggunakan *software* ANSYS dengan benda uji *airfoil* jenis NACA 2412 dengan *chord line* sepanjang 100 cm dan *wing span* sepanjang 500 cm. Salah satu alasan pemakaian *software* ini adalah karena, baik pemodelan, proses *meshing*, *setting boundary condition*, *solving* dan *ploting* dapat dilakukan secara terintegrasi dengan satu *software* saja. Suatu desain penampang *airfoil* menggunakan *software* Ansys dengan input kecepatan, *angle of attack*, viskositas dan densitas fluida sehingga dapat diketahui perbedaan dan efisiensi antara masing – masing benda uji. Dari kontur kecepatan yang diperoleh di Ansys kemudian disajikan dalam bentuk visual dan dibandingkan untuk mengetahui perbedaan karakteristik yang terjadi antara 3 (tiga) benda uji.

METODE PENELITIAN

Pengambilan data pada penelitian tugas akhir ini secara komputasi menggunakan metode CFD (*Computational Fluid Dynamics*), dalam bentuk simulasi aliran udara pada benda uji berupa *airfoil*. Data yang diambil adalah besar nilai gaya *lift*, nilai gaya *drag*, serta kontur distribusi kecepatan pada benda uji setelah proses *running* simulasi. Berikut adalah uraian tahapan teknik pengambilan data:

1. Pra Pemrosesan (*Pre-Processing*)

Tahap *pre-processing* ini merupakan tahapan awal dalam membangun dan menganalisa sebuah model komputasi fluida (CFD). Dalam tahapan *pre-processing* ini secara umum, terdiri dari:

- 1) Pembuatan 3 benda uji geometri yaitu: (1) *plain Airfoil* NACA 2412, (2) *Airfoil* NACA 2412 dengan *rectangular riblets*, dan (3) *Airfoil* NACA 2412 dengan *V-groove riblets*.



Gambar 1 Penampang Model 1

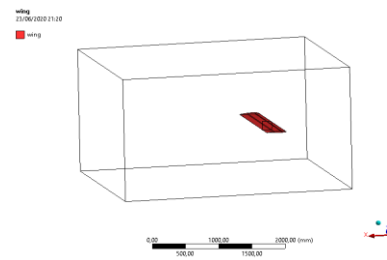


Gambar 2 Penampang Model 2



Gambar 3 Penampang Model 3

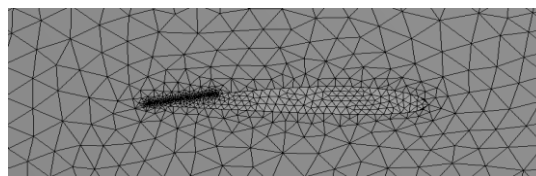
2) Pengaturan kondisi batas (*boundary layer*)



Gambar 4 Penampang Bagian *Wing*

3) Penggenerasian *mesh* (*meshing*)

Meshing atau diskritisasi pada CFD adalah proses konversi domain fluida yang kontinu menjadi domain komputasi yang diskrit sehingga persamaan-persamaan fluida dapat diselesaikan solusinya menggunakan metode numerik, dalam kasus ini *metode Computational Fluid Dynamic* (CFD). Dalam simulasi ini, *meshing* dibuat memiliki ukuran maksimum 100 mm pada seluruh domain dan 30 mm pada sekitar sayap serta 5 mm pada sekitar *riblets*. *Size function* yang digunakan adalah *proximity and curvature* dengan *transisi fast* untuk merekonstruksi detail dari *riblets*.



Gambar 5 Hasil *Meshing* Sekitar *Wing*

2. Pemrosesan (*Processing*)

Tahap *processing* atau *solving* adalah suatu tahap menghitung iterasi dari *pre-processing* (parameter masukan dari *pre-processing*) jika kriteria konvergensi tercapai dengan kriteria konvergensi maka tahapan dilanjutkan pada *post processing* dan jika tidak tercapai tahapan akan mundur kebelakang pada tahapan *meshing*. Pada tahap ini dilakukan perhitungan secara numerik untuk menyelesaikan masalah dengan CFD.

3. Pasca pemrosesan (*Post processing*)

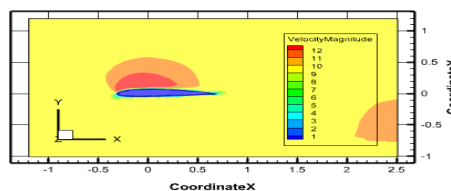
Post processing merupakan tahap akhir dari simulasi yaitu merupakan tahap penampilan hasil serta analisa terhadap hasil yang diperoleh berupa data kualitatif dan data kuantitatif. Data kuantitatif berupa *velocity contour*, *velocity magnitude* dan *velocity pathline*. Sedangkan data kualitatif berupa visualisasi aliran dengan menampilkan *grid display*, *pathlines*, plot kontur, plot vektor dan profil kecepatan.

PEMBAHASAN

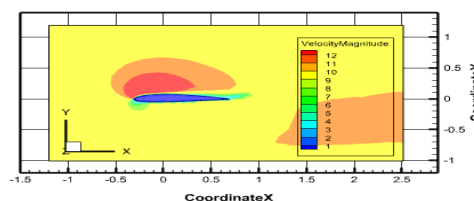
Bagian ini nantinya menyajikan hasil penelitian berupa visualisasi *velocity contour*, *velocity magnitude*, dan *velocity pathline* guna dianalisa karakteristik masing – masing dan perbedaan diantara benda uji yang satu dengan yang lainnya.

1. Kontur Kecepatan pada Plain Airfoil NACA 2412

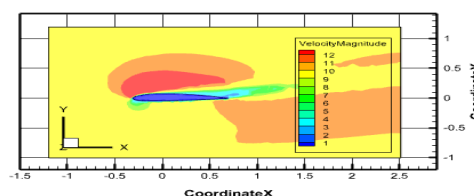
Gambar 6, 7, dan 8 merupakan visualisasi kontur kecepatan pada sudut serang $\alpha = 6^\circ, 12^\circ, 15^\circ$. Lompatan fluida yang terjadi akan semakin maju dekat leading edge seiring dengan bertambahnya sudut serang. Lompatan fluida menunjukkan besar *velocity* yang terbentuk.



Gambar 6. Velocity Contour Plain Airfoil NACA 2412 pada Sudut Serang 6°



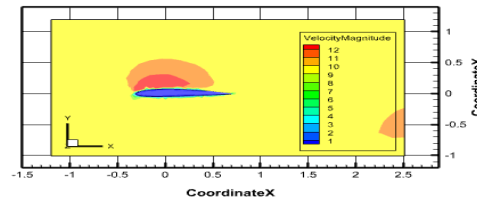
Gambar 7. Velocity Contour Plain Airfoil NACA 2412 pada Sudut Serang 12°



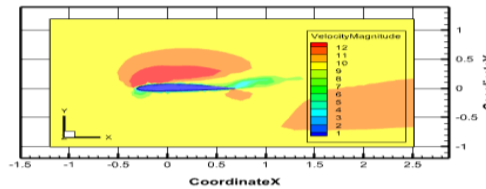
Gambar 8. Velocity Contour Plain Airfoil NACA 2412 pada Sudut Serang 15°

2. Kontur Kecepatan pada Airfoil NACA 2412 dengan Rectangular Riblets

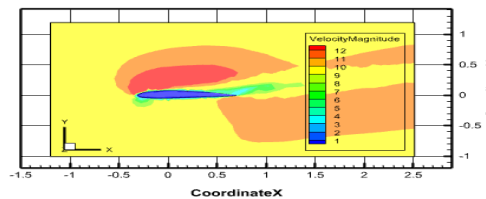
Gambar 9, 10, dan 11 merupakan visualisasi kontur kecepatan pada sudut serang $\alpha = 6^\circ, 12^\circ, 15^\circ$. Lompatan fluida yang terjadi akan semakin maju dekat leading edge seiring dengan bertambahnya sudut serang. Lompatan fluida menunjukkan besar *velocity* yang terbentuk.



Gambar 9. Velocity Contour Airfoil NACA 2412 dengan rectangular riblets pada Sudut Serang 6°



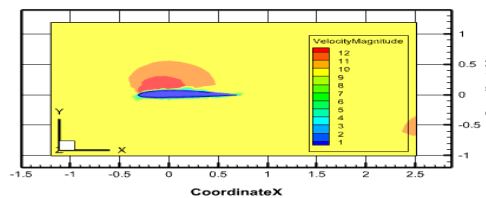
Gambar 10. Velocity Contour Airfoil NACA 2412 dengan rectangular riblets pada Sudut Serang 12°



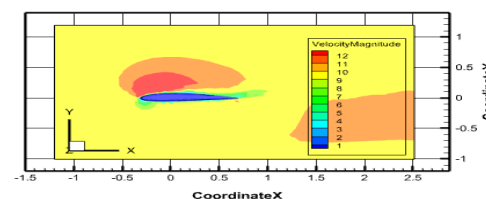
Gambar 11. Velocity Contour Airfoil NACA 2412 dengan rectangular riblets pada Sudut Serang 15°

3. Kontur Kecepatan pada Airfoil NACA 2412 dengan V-Groove Riblets

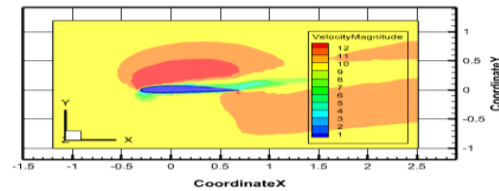
Gambar 12, 13, dan 14 merupakan visualisasi kontur kecepatan pada sudut serang $\alpha = 6^\circ$, 12° , 15° . Lompatan fluida yang terjadi akan semakin maju dekat leading edge seiring bertambahnya sudut serang. Lompatan fluida menunjukkan besar velocity yang terbentuk.



Gambar 12. Velocity Contour Airfoil NACA 2412 dengan V-groove riblets pada Sudut Serang 6°



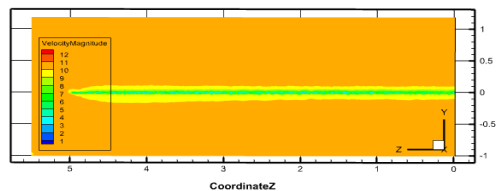
Gambar 13. Velocity Contour Airfoil NACA 2412 dengan V-groove riblets pada Sudut Serang 12°



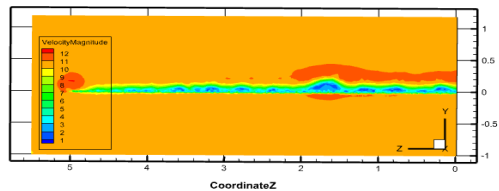
Gambar 14. Velocity Contour Airfoil NACA 2412 dengan V-groove riblets pada Sudut Serang 15°

4. Kontur Velocity Magnitude pada Plain Airfoil NACA 2412

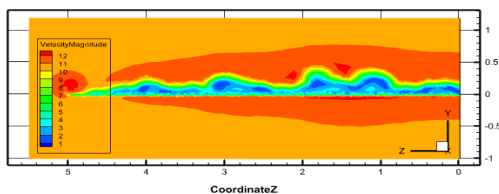
Kontur velocity magnitude menunjukkan adanya perkembangan aliran dari laminar, transisi dan turbulen sebagaimana ditunjukkan pada gambar dibawah ini.



Gambar 15 Velocity Magnitude Plain Airfoil NACA 2412 pada Sudut Serang 6°



Gambar 16 Velocity Magnitude Plain Airfoil NACA 2412 pada Sudut Serang 12°

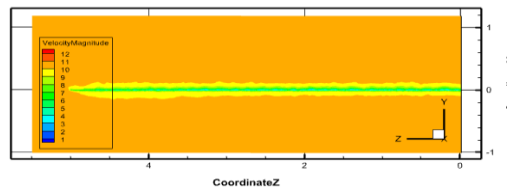


Gambar 17 Velocity Magnitude Plain Airfoil NACA 2412 pada Sudut Serang 15°

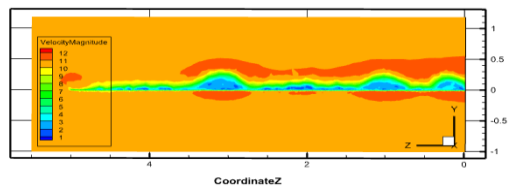
Gambar 15, 16, dan 17 merupakan visualisasi hasil simulasi dari benda uji jenis Plain Airfoil NACA 2412 pada 3 (tiga) variasi sudut serang yang diberikan, diantaranya 6°, 12°, 15°. Masing – masing visualisasi menunjukkan bahwa velocity magnitude di sekitar airfoil beragam, bertambah seiring dengan penambahan besarnya sudut serang Selain itu dari visualisasi tersebut juga menunjukkan adanya lompatan fluida dari bagian bawah airfoil yang bertemu dengan aliran yang melintas dari leading edge kemudian berputar menuju ke trailing edge. Dengan semakin besarnya sudut serang, maka lompatan fluida juga semakin jauh melambung. Artinya, semakin jauh lompatan tersebut maka kecepatan yang dihasilkan pun turut bertambah besar. Hal lain yang dapat digunakan untuk meninjau adalah dari warna kontur yang ada, dapat dilihat dari parameter yang sudah tersaji menunjukkan bahwa nilai kecepatan semakin membesar dengan bertambahnya sudut serang.

5. Kontur Velocity Magnitude pada Airfoil NACA 2412 Rectangular Riblets

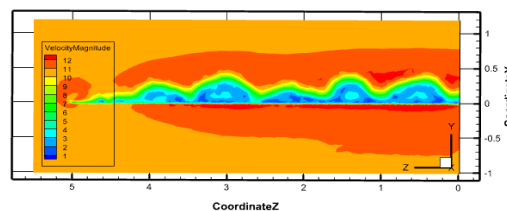
Kontur velocity magnitude menunjukkan adanya perkembangan aliran dari laminar, transisi dan turbulen sebagaimana ditunjukkan pada gambar dibawah ini.



Gambar 18 Velocity Magnitude Airfoil NACA 2412 dengan rectangular riblets pada Sudut Serang 6°

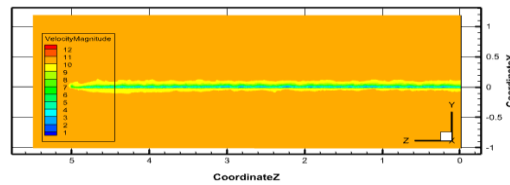


Gambar 19 Velocity Magnitude Airfoil NACA 2412 dengan rectangular riblets pada Sudut Serang 12°

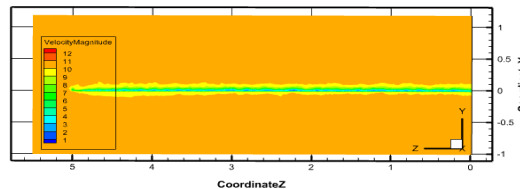


Gambar 20 Velocity Magnitude Airfoil NACA 2412 dengan rectangular riblets pada Sudut Serang 15°

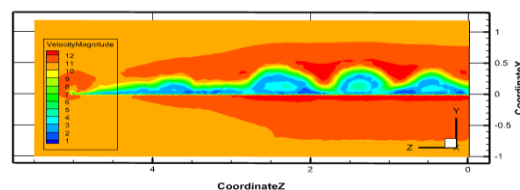
Gambar 18, 19, dan 20 merupakan visualisasi hasil simulasi dari benda uji jenis Airfoil NACA 2412 dengan rectangular riblets pada 3 (tiga) variasi sudut serang yang diberikan, diantaranya 6° , 12° , 15° . Masing – masing visualisasi menunjukkan bahwa velocity magnitude di sekitar airfoil beragam, bertambah seiring dengan penambahan besarnya sudut serang. Selain itu dari visualisasi tersebut juga menunjukkan adanya lompatan fluida dari bagian bawah airfoil yang bertemu dengan aliran yang melintas dari leading edge kemudian berputar menuju ke trailing edge. Dengan semakin besarnya sudut serang, maka lompatan fluida juga semakin jauh melambung. Artinya, semakin jauh lompatan tersebut maka kecepatan yang dihasilkan pun turut bertambah besar. Hal lain yang dapat digunakan untuk meninjau adalah dari warna kontur yang ada, dapat dilihat dari parameter yang sudah tersaji menunjukkan bahwa nilai kecepatan semakin membesar dengan bertambahnya sudut serang.



Gambar 21 Velocity Magnitude Airfoil NACA 2412 dengan V-groove riblets pada Sudut Serang 6°



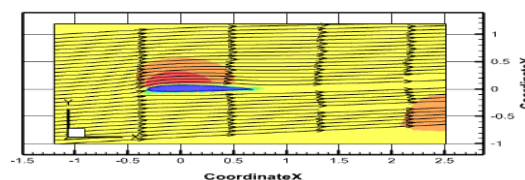
Gambar 22 Velocity Magnitude Airfoil NACA 2412 dengan V-groove riblets pada Sudut Serang 12°



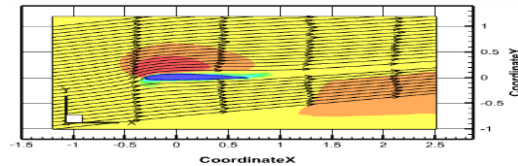
Gambar 23 Velocity Magnitude Airfoil NACA 2412 dengan V-groove riblets pada Sudut Serang 15°

Gambar 21, 22, dan 23 merupakan visualisasi hasil simulasi dari benda uji jenis Airfoil NACA 2412 dengan V-groove riblets pada 3 (tiga) variasi sudut serang yang diberikan, diantaranya 6° , 12° , 15° . Masing-masing visualisasi menunjukkan bahwa velocity magnitude di sekitar airfoil beragam, bertambah seiring dengan penambahan besarnya sudut serang. Selain itu dari visualisasi tersebut juga menunjukkan adanya lompatan fluida dari bagian bawah airfoil yang bertemu dengan aliran yang melintas dari leading edge kemudian berputar menuju ke trailing edge. Dengan semakin besarnya sudut serang, maka lompatan fluida juga semakin jauh melambung. Artinya, semakin jauh lompatan tersebut maka kecepatan yang dihasilkan pun turut bertambah besar. Hal lain yang dapat digunakan untuk meninjau adalah dari warna kontur yang ada, dapat dilihat dari parameter yang sudah tersaji menunjukkan bahwa nilai kecepatan semakin membesar dengan bertambahnya sudut serang.

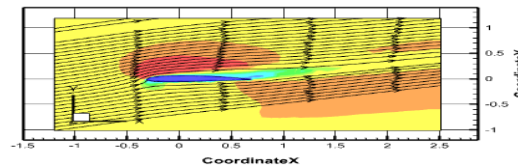
6. Kontur Velocity Magnitude pada Airfoil NACA 2412 Rectangular Riblets



Gambar 24 Velocity Pathline Plain Airfoil NACA 2412 pada Sudut Serang 6°

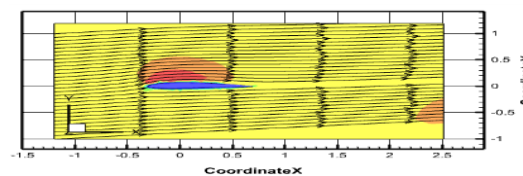


Gambar 25 Velocity Pathline Plain Airfoil NACA 2412 pada Sudut Serang 12°

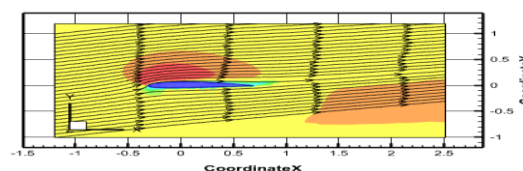


Gambar 26 Velocity Pathline Plain Airfoil NACA 2412 pada Sudut Serang 15°

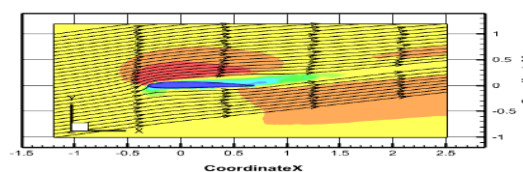
Gambar 24, 25, dan 26 merupakan visualisasi hasil simulasi dari benda uji jenis Plain Airfoil NACA 2412 pada 3 (tiga) variasi sudut serang yang diberikan, diantaranya 6° , 12° , 15° . Masing-masing visualisasi menunjukkan bahwa velocity pathline di sekitar airfoil beragam, bertambah seiring dengan penambahan besarnya sudut serang. Selain itu dari visualisasi tersebut juga menunjukkan adanya lompatan fluida dari bagian bawah airfoil yang bertemu dengan aliran yang melintas dari leading edge kemudian berputar menuju ke trailing edge. Dengan semakin besarnya sudut serang, maka lompatan fluida juga semakin jauh melambung sehingga kecepatan yang dihasilkan pun turut bertambah besar. Hal lain dapat digunakan untuk meninjau adalah dari warna kontur yang ada, dapat dilihat dari parameter yang sudah tersaji.



Gambar 27 Velocity Pathline Airfoil NACA 2412 dengan rectangular riblets pada Sudut Serang 6°

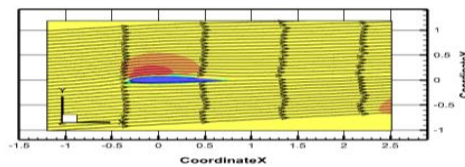


Gambar 28 Velocity Pathline Airfoil NACA 2412 dengan rectangular riblets pada Sudut Serang 12°

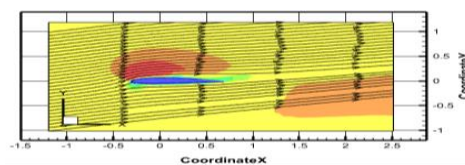


Gambar 29 Velocity Pathline Airfoil NACA 2412 dengan rectangular riblets pada Sudut Serang 15°

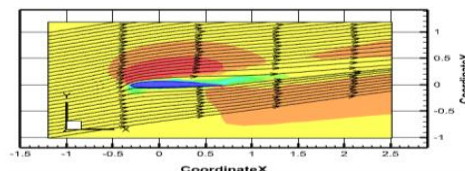
Gambar 27, gambar 28, dan gambar 29 merupakan visualisasi hasil simulasi dari benda uji jenis Airfoil NACA 2412 dengan rectangular riblets pada 3 (tiga) variasi sudut serang yang diberikan, diantaranya 6° , 12° , 15° . Masing – masing visualisasi menunjukkan bahwa velocity pathline di sekitar airfoil beragam, bertambah seiring dengan penambahan besarnya sudut serang Selain itu dari visualisasi tersebut juga menunjukkan adanya lompatan fluida dari bagian bawah airfoil yang bertemu dengan aliran yang melintas dari leading edge kemudian berputar menuju ke trailing edge. Dengan semakin besarnya sudut serang, maka lompatan fluida juga semakin jauh melambung. Artinya, semakin jauh lompatan tersebut maka kecepatan yang dihasilkan pun turut bertambah besar. Hal lain yang dapat digunakan untuk meninjau adalah dari warna kontur yang ada, dapat dilihat dari parameter yang sudah tersaji menunjukkan bahwa nilai kecepatan semakin membesar dengan bertambahnya sudut serang.



Gambar 30 Velocity Pathline Airfoil NACA 2412 dengan V-groove riblets pada Sudut Serang 6°



Gambar 31 Velocity Pathline Airfoil NACA 2412 dengan V-groove riblets pada Sudut Serang 12°



Gambar 32 Velocity Pathline Airfoil NACA 2412 dengan V-groove riblets pada Sudut Serang 15°

Gambar 30, gambar 31, dan gambar 32 merupakan visualisasi hasil simulasi dari benda uji jenis Airfoil NACA 2412 dengan V-groove riblets pada 3 (tiga) variasi sudut serang yang diberikan, diantaranya 6° , 12° , 15° . Masing – masing hasil visualisasi menunjukkan bahwa velocity pathline di sekitar airfoil beragam, bertambah seiring dengan penambahan besarnya sudut serang Selain itu dari visualisasi tersebut juga menunjukkan adanya lompatan fluida dari

bagian bawah *airfoil* yang bertemu dengan aliran yang melintas dari *leading edge* kemudian berputar menuju ke *trailing edge*. Dengan semakin besarnya sudut serang, maka lompatan fluida juga semakin jauh melambung. Artinya, semakin jauh lompatan tersebut maka kecepatan yang dihasilkan pun turut bertambah besar. Hal lain yang dapat digunakan untuk meninjau adalah dari warna kontur yang ada, dapat dilihat dari parameter yang sudah tersaji menunjukkan bahwa nilai kecepatan semakin membesar dengan bertambahnya sudut serang.

PENUTUP

Kesimpulan

Berikut beberapa kesimpulan yang dapat ditarik dari penelitian pada masing – masing benda uji berdasarkan simulasi yang telah dilakukan:

1. Dari hasil simulasi dapat dilihat bahwa semakin besar sudut serang yang diberikan, maka gaya angkat yang dihasilkan juga semakin besar sampai maksimum pada sudut serang 17° . Dan gaya angkat maksimum terjadi pada benda uji *plain airfoil* NACA 2412 pada sudut serang 15° .
2. Kekasaran terbesar ada pada bentuk *riblets* jenis *rectangular*. Hal ini dapat dibuktikan dengan nilai *drag* maksimum dihasilkan oleh benda uji *Airfoil* NACA 2412 dengan *rectangular riblets* pada sudut serang 17° yaitu sebesar.
3. Dari beberapa simulasi yang dilakukan, baik dari segi nilai *lift* dan nilai *drag* dapat dilihat bahwa keduanya mencapai nilai tertinggi pada benda uji jenis *plain*. Oleh karenanya, dapat disimpulkan bahwa kinerja *riblets* jenis *rectangular* dan *v-groove* belumlah maksimal dalam meningkatkan perolehan gaya angkat.

DAFTAR PUSTAKA

- El-Samni O A, Chun H H and Yoon H S 2007 Drag reduction of turbulent flow over thin rectangular riblets *International Journal of Engineering Science* 45 436–54
- Hidayat M F and universitas 17 agustus 2014 Dengan Ansys Fluent *Analisa Aerodinamika Airfoil Naca 0021 Dengan Ansys Fluent M.* 10 83–92
- Kousik Kumaar. R and Dr. P. Maniirasan 2015 Reduction of Skin Friction Drag in Wings by Employing Riblets *International Journal of Engineering Research and V4*
- Lubis M M 2012 Analisis Aerodinamika Airfoil NACA 2412 Pada Sayap Pesawat Model Tipe Glider dengan Menggunakan Software Berbasis Computational Fluid Dynamics untuk Memperoleh Gaya Angkat Maksimum *Jurnal e-Dinamis II* 23–33
- Sidhu B S, Saad M R, Ahmad K Z K and Idris A C 2016 Riblets for airfoil drag reduction in subsonic flow *ARPN Journal of Engineering and Applied Sciences* 11 7694–8