

ANALISIS PERFORMA AERODINAMIKA PENAMBAHAN V-GROOVE RIBLETS PADA FLAP DENGAN AIRFOIL NACA 2414

Sulton Hidayat¹, Setyo Hariyadi Suranto Putro², Linda Winiastri³
Dsn.Kaseran,Ds.Pangongsean, Kec. Torjun, Kab. Sampang Prov. Jawa Timur
Email: Sultonhidayat94@gmail.com

Abstrak

Karakteristik aerodinamika merupakan suatu hal yang sangat penting dalam bidang ilmu aplikasi aerodinamika yang ditujukan untuk mendapatkan performansi maksimum dari suatu bentuk *airfoil*. Oleh karena itu dalam hal ini 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. Berikut Salah satunya adalah penelitian dengan simulasi menggunakan *software*.

Dalam penelitian ini, analisa karakteristik aerodinamika pada *airfoil* dilakukan dengan simulasi udara pada benda uji berupa geometri *airfoil* NACA 2414 yang diberi ekstensi berupa *V-groove riblets*. *Software* yang digunakan adalah ANSYS 18.2 dan Pengolahan data menggunakan metode *Computational Fluid Dynamic* (CFD).

Berdasarkan hasil simulasi dengan sudut serang $0^\circ, 6^\circ, 10^\circ, 12^\circ, 15^\circ, 17^\circ$, pada *airfoil* NACA 2414 tanpa *V-groove riblet* dan yang sudah ditambahkan *V-groove riblet*, menunjukkan bahwa *airfoil* yang sudah ditambahkan *V-groove riblet* pada sudut serang 17° dapat meningkatkan nilai dari gaya angkat sebesar 0.991116 dan memiliki nilai gaya hambat sebesar 0.143698, dibandingkan *airfoil* tanpa *V-groove riblet* dengan sudut serang 12° yang memiliki nilai gaya angkat sebesar 0.896533 dan nilai gaya hambat 0.084939.

Kata Kunci: *Airfoil, NACA 2414, CFD, Riblets, V-groove.*

Abstract

Aerodynamic characteristics are very important in the field of aerodynamics application science which is aimed at obtaining maximum performance from an airfoil form. Therefore, in this case research on the aerodynamic characteristics of an airfoil is needed in order to obtain results in the form of developing airfoil configurations with force output for better performance. One of them is research with simulation using software.

In this study, the analysis of the aerodynamic characteristics of the airfoil was carried out by simulating the air on the test object in the form of a NACA 2414 airfoil geometry which was given an extension in the form of V-groove riblets. The software used is ANSYS 18.2 and the data processing uses the Computational Fluid Dynamic (CFD) method.

Based on the simulation results with angles of attack $0, 6, 10, 12, 15, 17$, on the NACA 2414 airfoil without V-groove riblet and with V-groove riblet added, it shows that the airfoil with V-groove added groove riblet at an angle of attack of 17 can increase the value of the lift by 0.991116 and has a drag value of 0.143698, compared to an airfoil without a V-groove riblet with an angle of attack of 12 which has a lift value of 0.896533 and a drag value of 0.084939.

Keywords: *Airfoil, NACA 2414, , CFD, Riblets, V-groove*

PENDAHULUAN

Rumusan masalah dari penelitian ini adalah:

1. Bagaimana perbedaan karakteristik aerodinamik yang ada antara variasi *riblet* yang satu dan lainnya?
2. Bagaimana pengaruh yang terjadi akibat adanya penambahan *riblet*?

Batasan masalah yang diambil dalam penelitian tugas akhir ini sebagai berikut:

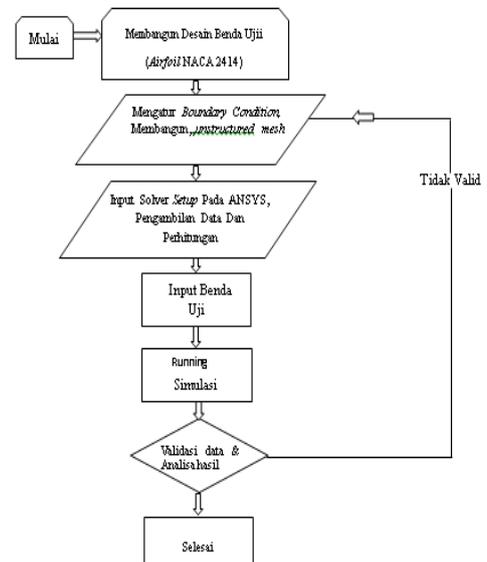
1. Benda uji yang digunakan adalah *airfoil* NACA 2414 panjang *chord line* 1 m, dengan 2 permodelan yaitu tanpa *riblets* dan disertai *V-groove riblets*.
2. Parameter yang dianalisa dan dijadikan acuan perbandingan adalah berupa visualisasi kecepatan ditinjau dari kontur, besar, dan garis alirannya.

Dengan adanya tujuan penelitian kita dapat mengambil manfaat dari pengujian ini diantaranya:

1. Untuk mengetahui cara kerja *riblets* terhadap performa aerodinamik *airfoil*.
2. Untuk mengetahui pengaruh yang diberikan dari adanya penambahan *riblets* pada *airfoil*.
3. Untuk dapat menjalankan prosedur simulasi aliran udara dengan software ANSYS.

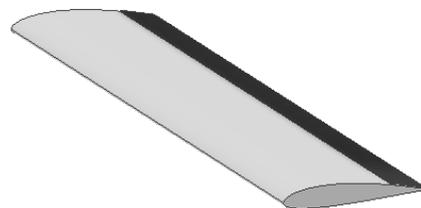
METODE

Penyusunan sebuah penelitian diperlukan sebuah metode atau memberikan sebuah ide yang akurat tentang langkah kerja dan peneliti dapat memproses apa saja cara yang akan digunakan dan bagaimana peneliti dapat mencapai suatu tujuan sehingga dapat diambil kesimpulan. Metode penelitian adalah suatu cara ilmiah agar mendapatkan data dengan tujuan tertentu.



Gambar 1. Diagram Alir Penelitian

Objek penelitian pada tugas akhir ini adalah benda uji berupa *plain airfoil* NACA 2414, dan *airfoil* NACA 2414 *V-groove riblets* dengan Permodelan sebagai berikut:



Gambar 2. Permodelan geometri benda uji

Parameter	Eksperimen
Shape	Airfoil NACA 2414
Air Density (ρ)	1.22 (kg/m ³)
Air Velocity (m/s)	20 (m/s)
Angle of Attack (Degrees)	0, 6, 10, 12, 15, dan 17

Tabel 1. Parameter yang digunakan pada penelitian ini.

Data yang diperlukan untuk mengerjakan Tugas Akhir dikumpulkan dari berbagai sumber antara lain melalui referensi penelitian sebelumnya dan mencari data dari koneksi internet.

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:

HASIL DAN PEMBAHASAN

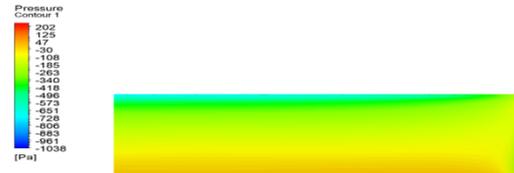
Hasil Penelitian

Hasil dari simulasi dalam penelitian ini berupa kontur sebaran tekanan di sekeliling *airfoil* dan kontur sebaran kecepatan fluida yang mengalir di sekeliling *airfoil*. Dan juga dapat dilihat gaya-gaya yang terjadi pada *airfoil* sehingga dapat dihitung nilai C_l dan C_d dari *airfoil* NACA 2414 yang diteliti tersebut adalah hasil

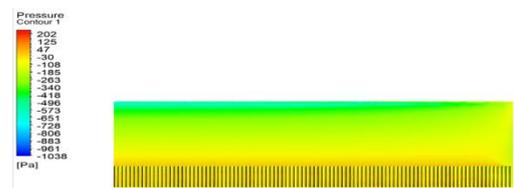
simulasi yang telah dilakukan pada tiap-tiap variasi objek penelitian: .

Hasil Simulasi Pressure plain tanpa V-groove riblet

Dari hasil simulasi *airfoil* NACA 2414 dapat menampilkan kontur sebaran tekanan yang mengalir di sekitar *airfoil* pada berbagai sudut serang sehingga dapat mengetahui gaya yang terjadi pada *airfoil*.



Gambar 4 Pressure Atas plain Anggle Of Attack 12° Tanpa Riblet



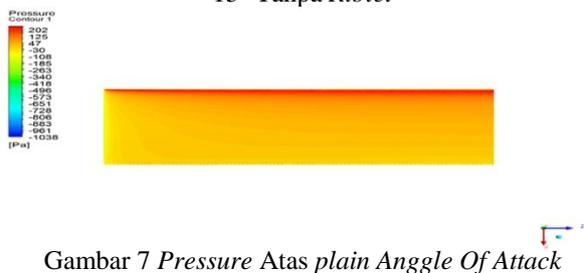
Gambar 5 Pressure Atas plain Anggle Of Attack 12° Dengan Riblet

Gambar 4 merupakan visualisasi hasil simulasi dan benda uji jenis *Airfoil* NACA 2414 tanpa *V-groove riblets* pada 6 (enam) variasi sudut serang yang diberikan, diantaranya 0°, 6°, 10°, 12°, 15°, 17°. Masing-masing visualisasi menunjukkan bahwa sebaran kecepatan *Airfoil* beragam.

Gambar 5 merupakan visualisasi hasil simulasi dan benda uji jenis *Airfoil* NACA 2414 Dengan *V-groove riblets* pada 6(enam) variasi sudut serang yang diberikan, diantaranya 0°, 6°, 10°, 12°, 15°, 17°. Masing-masing visualisasi menunjukkan bahwa sebaran kecepatan *Airfoil* beragam.



Gambar 6 Pressure Atas plain Anggle Of Attack 15° Tanpa Riblet



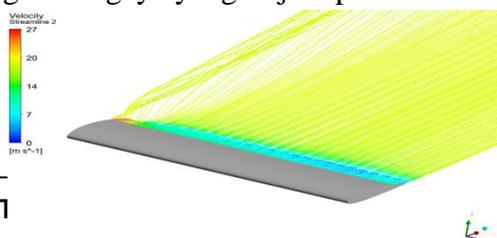
Gambar 7 Pressure Atas plain Anggle Of Attack 15° Dengan Riblet

Gambar 6 Merupakan visualisasi hasil simulasi dan benda uji jenis Airfoil NACA 2414 tanpa *V-groove riblets* pada 6(enam) variasi sudut serang yang diberikan, diantaranya 0°,6 °,10 °,12 °,15 °,17 °. Masing-masing visualisasi menunjukkan bahwa sebaran *Airfoil* beragam.

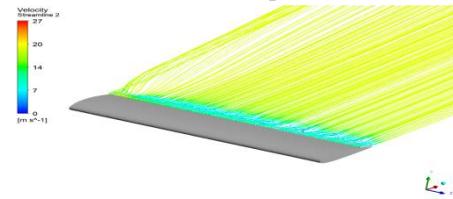
Gambar 7 Merupakan visualisasi hasil simulasi dan benda uji jenis Airfoil NACA 2414 Dengan *V-groove riblets* pada 6(enam) variasi sudut serang yang diberikan, diantaranya 0°,6 °,10 °,12 °,15 °,17 °. Masing-masing visualisasi menunjukkan bahwa sebaran *Airfoil* beragam.

Hasil Simulasi Streamline

Dari hasil simulasi airfoil NACA 2414 dapat menampilkan kontur sebaran kecepatan yang mengalir di sekitar airfoil pada berbagai sudut serang sehingga dapat mengetahui gaya yang terjadi pada airfoil.



Gambar 8 *Stremline* Daerah plain Anggle Of Attack 12° Tanpa Riblet



Gambar 9 *Streamline* Daerah Riblet Anggle Of Attack 12° Dengan Riblet

Gambar 8 Merupakan visualisasi hasil simulasi dan benda uji jenis Airfoil NACA 2414 tanpa *V-groove riblets* pada 6(enam) variasi sudut serang yang diberikan, diantaranya 0°,6 °,10 °,12 °,15 °,17 °. Masing-masing visualisasi menunjukkan bahwa sebaran *Airfoil* beragam.

Gambar 9 Merupakan visualisasi hasil simulasi dan benda uji jenis Airfoil NACA 2414 Dengan *V-groove riblets* pada 6(enam) variasi sudut serang yang diberikan, diantaranya 0°,6 °,10 °,12 °,15 °,17 °. Masing-masing visualisasi menunjukkan bahwa sebaran *Airfoil* beragam.

Kutipan dan Acuan

Dr. P. Maniirasan dan Kousik Kumar. R (2015) dalam penelitiannya yang berjudul “*Reduction of Skin Friction Drag in Wings by Employing Riblets*” meneliti tentang metodologi pengurangan gesekan pada permukaan *wing* pesawat terbang dengan penambahan *riblets*, menerangkan bahwa dengan adanya transisi aliran udara dari semula *laminar flow* menjadi *turbulent flow* di sepanjang pertengahan *chord*, area turbulen menghasilkan sedikit gesekan ketika kontur permukaannya kasar. dengan adanya konsep penelitian ini, diketahui bahwa penggunaan *riblets* pada *wing* dapat mencegah perpecahan aliran, mengubah karakteristik aerodinamika dari *wing*. *riblets* mengurangi koefisien gaya gesekan dan

meningkatkan koefisien gaya angkat. penelitian ini menggunakan metode CFD dengan cara membuat model benda uji, lalu membuat *meshing* kemudian hasil penelitian akan dibahas dalam ukuran distribusi tekanan dan pengurangan gaya gesek yang dihasilkan.

Baljit Singh Sidhu (2016) dalam penelitiannya yang berjudul “*Riblets For airfoil Drag Reduction in Subsonic Flow*” menjelaskan bahwa sebagian *riblets* dibuat menggunakan film dalam ukuran kecil. penambahan *riblets* pada permukaan *airfoil* menghasilkan penurunan gaya gesekan pada *airfoil*. pada penelitiannya, dilakukan pengujian simulasi pada *riblets* dengan variasi dimensi tinggi dan jarak antar *riblets*. hasil dari uji simulasi tersebut menunjukkan bahwa semakin optimal dimensi *riblets* yang diberikan, maka semakin besar pula kemampuannya mengurangi gaya gesekan pada *skin*, yaitu hingga 46%.

M Mirsal Lubis (2012) dalam penelitiannya yang berjudul “Analisis Aerodinamika *airfoil* NACA 2414 Pada Sayap Pesawat Model Tipe Glider Dengan Menggunakan *Software* Berbasis *Computational Fluid Dynamic* Untuk Memperoleh Gaya Angkat Maksimum” mengkaji pendistribusian aliran fluida di sepanjang kontur *airfoil* sayap pesawat untuk mendapatkan distribusi kecepatan, tekanan dan gaya-gaya yang terjadi disekitar *airfoil*. Analisis dilakukan dengan cara mensimulasikan aliran fluida yang mengalir pada *airfoil* NACA 2414 dengan menggunakan software solidworks 2010. Tujuan dari analisa ini adalah untuk mengetahui berapa besar sudut serang yang dapat menghasilkan gaya angkat maksimal pada sayap pesawat. Metode yang digunakan adalah metode analisis simulasi. Simulasi dilakukan dengan membuat model *airfoil*

NACA 2414 dan kemudian memvariasikan sudut serang *airfoil*, sehingga didapatkan hubungan antara sudut serang terhadap kecepatan, tekanan, dan gaya angkat maksimum yang dihasilkan. Dan dari hasil analisis simulasi didapatkan nilai gaya angkat maksimum terjadi pada sudut serang 12° yaitu sebesar 33,5509 N.

Ucapan Terima Kasih

Ucapan terima kasih penulis sampaikan kepada segenap pihak yang telah membantu selama proses penyusunan Tugas Akhir ini kepada:

1. Bapak M. Andra Adityawarman, S.T., M.T. selaku Direktur Politeknik Penerbangan Surabaya.
2. Bapak Bambang Junipitoyo, S.T., M.T. selaku Ketua Program Studi Teknik Pesawat Udara.
3. Bapak Dr. Setyo Hariyadi S.P., S.T., M.T. selaku dosen pembimbing 1 Tugas Akhir.
4. Ibu Linda Winiasri, S.Psi., M.Sc. selaku dosen pembimbing 2 Tugas Akhir.
5. Segenap dosen, instruktur, dan pegawai Politeknik Penerbangan Surabaya.
6. Semua pihak yang telah memberikan dukungan sehingga peneliti dapat menyelesaikan pendidikan di Politeknik Penerbangan Surabaya.
7. Kedua orang tua dan segenap keluarga besar yang telah memberikan dukungan sehingga peneliti dapat menyelesaikan pendidikan di Politeknik Penerbangan Surabaya.

PENUTUP

Kesimpulan

Dari hasil simulasi dan analisa pada *airfoil* NACA 2414 setelah ditambahkan *V-groove riblets* terhadap berbagai variasi sudut serang dapat diambil kesimpulan sebagai berikut :

1. Dari hasil simulasi dapat diketahui bahwa dengan variasi sudut serang $0^\circ, 6^\circ, 10^\circ, 12^\circ, 15^\circ, 17^\circ$, semakin besar sudut serang yang diberikan, maka nilai C_l dan C_d juga bertambah sampai titik optimal pada *Angle of Attack* 12° *airfoil* NACA 2414 tanpa *riblet*.
2. Dari hasil simulasi juga dapat diketahui bahwa *airfoil* NACA 2414 setelah ditambah *V-groove riblets* pada sudut serang 17° adalah yang memiliki nilai koefisien *lift* (C_l) terbesar yaitu 0.991116 dan memiliki nilai koefisien *drag* (C_d) sebesar 0.143698.
3. Dari hasil simulasi juga dapat diketahui bahwa penambahan *riblet* akan menunda terjadinya *stall*. Hal tersebut dapat dilihat bahwa untuk NACA 2414 *stall* terjadi pada *Angle of Attack* sekitar 12° derajat sedangkan dengan adanya *riblet* *stall* terjadi pada *Angle of Attack* yang lebih tinggi. Jadi, manfaat penambahan *riblet* adalah penundaan terjadinya *stall*.

Saran

Ada beberapa saran untuk penelitian selanjutnya sebagai berikut :

1. Diharapkan untuk penelitian selanjutnya lebih bervariasi dalam hal parameter-parameter yang akan dikaji, dan lebih bervariasi juga dalam penentuan variabel bebas dari penelitian.
2. Diharapkan dalam penelitian selanjutnya bisa menggunakan variasi lain untuk model *airfoil* NACA yang digunakan dan data yang dianalisa.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Baljit, Singh Sidhu. (2016). *Riblets For Airfoil Drag Reduction In Subsonic Flow*. *Journal of Engineering and Applied Sciences* Vol. 11(12), 7697. Diambil dari ; <http://www.arpnjournals.com>.
- [2] Batchelor, G.K. (1967). *An Introduction to Fluid Dynamics*. from Great Britain: *International Journal* Cambridge University Press. reprint Publisher 2000.
- [3] Maniwaran. (2015). *Reduction of Skin Friction Drag in Wings by Employing Riblets*, from : *International Journal of Engineering Research & Technology* Vol. 4(07), 47-50. doi: 10.17577/IJERTV4IS070025.
- [4] Hidayat, M Fajri. (2014). Analisa Aerodinamika *Airfoil* NACA 0012 Dengan ANSYS FLUENT, : (Skripsi, Program Studi Teknik Mesin, Fakultas Teknik Universitas 17 Agustus 1945 Jakarta, 2014). Diambil dari; <https://docplayer.info/35373218-Analisa-aerodinamika-airfoil-naca-0012-dengan-ansys-fluent-abstrak.html>.
- [5] Houghton, E. , Carpenter, P., Collicott, Steven, & Valentine. (2013).
- [6] *Aerodynamics for Engineering Students (Sixth Edition)*, from: <https://docplayer AmsterdamElsevier>.
- [7] Houghton, E. , Carpenter, P., Collicott, Steven, & Valentine. (2017).
- [8] *Aerodynamics for Engineering Students (Seventh Edition)*. ;<https://docplayer AmsterdamElsevier>.
- [9] Kurniawan, Dicky. (2018). Analisis Aerodinamika pada Sayap V-Tail UAV MALE (*Unmanned Aerial Vehicle Medium Altitude Long Endurance*) Akibat Laju Aliran Udara Dengan Menggunakan *Software Computational Fluid Dynamic* (CFD). (Tugas Akhir, Program Studi Teknik Mesin Fakultas Teknologi Industri UII Yogyakarta, 2018). Diambil dari; <https://dspace.uui.ac.id/bitstream/handle/123456789/7881/Laporan%20Tugas%2>

PROSIDING
SEMINAR NASIONAL INOVASI TEKNOLOGI PENERBANGAN (SNITP) TAHUN 2021

ISSN : 2548 – 8112 eISSN: 2622-8890

- 0Aakhir_Dicky%20Kurniawan_1452504_6_2018.pdf?sequence=1
- [10] Lubis, M. Mirsal. (2012). Analisis Aerodinamika *Airfoil* Naca 2412 Pada Sayap
- [11] Pesawat Model Tipe *Glider* Dengan Menggunakan *Software* Berbasis *Computational Fluid Dynamic* Untuk Memperoleh Gaya Angkat Maksimum.
- [12] ;Departemen Teknik Mesin. Jurnal e-Dinamis, Vol. 2(02).
- [14] Maulana Ghofar, Arif. (2018). Pemilihan Sudut Pasang *Airfoil* NACA 2412 pada *tail* UAV MALE dengan Menggunakan *Software* Berbasis *Computational Fluid Dynamic* Untuk Memperoleh Gaya Angkat Optimal, (Tugas Akhir-
- [15] Program Studi Teknik Mesin Fakultas Teknologi Industri UII Yogyakarta, 2018). Diambil dari; <https://dspace.uui.ac.id/handle/123456789/7281>.
- [16] O.A. El-Samni. (2007). *Drag Reduction of Turbulent Flow Over Thin Rectangular Riblets. International Journal of Engineering Science* Vol. 45(2-8),.
- [17] ; <https://doi.org/10.1016/j.ijengsci.2007.03.002>
- [18] Putro, Setyo Hariyadi Suranto (2015) *Grid Independence, messing numerik''*, *International Journal of Engineering* Vol. ;4(07), 47-50. doi: 10.17577/IJERTV4IS070025 Doctoral thesis, Institut Teknologi Sepuluh Nopember.
- [19] Putro, Setyo Hariyadi Suranto (2019) *Studi aerodinamika shifted downstream winglet untuk wing airfoil eppler 562 pada unmanned aerial vehicle.*; Doctoral thesis, Institut Teknologi Sepuluh Nopember.
- [20] Tris Sugiarto. (2010). Analisa Karakteristik *Airfoil* Naca 4412 Dengan Metode
- [21] Wind Tunnel. ; <https://dspaceIntuisi/TeknologiSeni>.
- [22] UIUC (Universitas Illinois Urbana-Champaign) *Airfoil Data Site*. Diambil 03 Januari 2021, dari http://mselig.ae.illinois.edu/ads/coord_database.html.
- [23] Wibisono, 2013. "Studi Karakteristik Aliran Tiga Dimensi Dan Perpindahan Panas Pada *Cascade Airfoil* Dengan Pengaruh *Clearance*".; JURNAL TEKNIK POMITS, 2(1), pp.110–115.
- [24] Widyannga M.A. (2013). Aplikasi Metode Elemen Hingga Untuk Analisis. Diambil dari; <http://amriwidiangga.blogspot.co.id/2013/01/aplikasi-metodeelemen-hingga-untuk.html>.