

**VISUALISASI PENGARUH PENAMBAHAN RECTANGULAR
VORTEX GENERATOR SUSUNAN COUNTER ROTATING
PADA TAIL BOOM BO 105**

Ircham Manthofana¹, Setyo Hariyadi Suranto Putro², Sukahir³

^{1,2,3} Politeknik Penerbangan Surabaya, Jl. Jemur Andayani 1 No 73, Surabaya, 60236

Email: irchamm7@gmail.com

Abstrak

Tail boom adalah bagian utama helicopter yang letaknya antara tail rotor dan fuselage dimana lokasi tersebut terkena downwash langsung dari main rotor blade. Dalam penelitian ini akan memperlihatkan visualisasi aliran pada tail boom.

Topik yang akan dikaji pada penelitian ini yaitu visualisasi aliran yang melewati tail boom. Tujuannya untuk membandingkan karakteristik aliran pada tiap jenis vortex generator yang digunakan. Profil vortex generator yang akan digunakan yaitu rectangular vortex generator dan vortex generator airfoil NACA 0012 dipasang pada sisi tail boom pada sudut 30° dari garis tegak silinder tail boom.

Dari penelitian ini didapatkan hasil bahwa fenomena aliran yang terjadi pada permukaan tailboom bervariasi tiap konfigurasi. Pada konfigurasi Tail boom dengan vortex generator airfoil NACA 0012 memiliki aliran yang cenderung lebih stabil dan sebaran tekanan yang merata.

Kata Kunci: Tail boom, Vortex Generator, Airfoil, ANSYS

Abstract

The tail boom is the main part of the helicopter which is located between the tail rotor and the fuselage where the location is directly downwashed from the main rotor blade. This research will show the flow visualization on the tail boom.

The topic that will be studied in this research is the visualization of the flow that passes through the tail boom. The aim is to compare the flow characteristics of each type of vortex generator used. The profile of the vortex generator that will be used is the rectangular vortex generator and the NACA 0012 airfoil generator vortex and mounted on the tail boom side at an angle of 30°. from the tail boom cylinder vertical line.

From this study, it was found that the flow phenomenon that occurs on the tailboom surface varies in each configuration. In the Tail boom configuration with a vortex generator airfoil NACA 0012 has a flow that tends to be more stable and the pressure distribution evenly distributed.

Keywords: Tail boom, Vortex Generator, Airfoil, ANSYS

PROSIDING

SEMINAR NASIONAL INOVASI TEKNOLOGI PENERBANGAN (SNITP) TAHUN 2021

ISSN : 2548 – 8112 eISSN: 2622-8890

PENDAHULUAN

Helikopter atau rotorcraft termasuk dalam aircraft heavier than air. Secara garis besar, airframe helicopter tersusun dari fuselage dan tail boom. Fuselage adalah tempat diletakkan engine, cabin, main gear box, main rotor blade. Tailboom adalah komponen yang menghubungkan fuselage dengan tail rotor, didalamnya terdapat drive shaft untuk menggerakkan tail rotor/anti torque. Permukaan tail boom dilalui oleh downwash secara langsung, sehingga dengan menambahkan vortex generator diharapkan dapat memanipulasi aliran.

(Mesin et al., 2020) mengerjakan sebuah penelitian mengenai analisis aerodinamika dengan objek UAV Mohinder UNNES. Penelitian ini dikerjakan menggunakan software melakukan penelitian terhadap pemilihan geometri vortex generator untuk wing pesawat LSU – 05. Geometri yang digunakan sebagai vortex generator yaitu rectangular, triangular, dan gothic serta konfigurasi pemasangan mulai dari 15 %, 20 %, dan 25 % dari panjang chord. Hasil simulasi menunjukkan bahwa geometri triangular mencapai nilai koefisien gaya angkat yang lebih besar daripada bentuk rectangular dan gothic dengan nilai sebesar 1.4553 dan posisi pasang menunjukkan koefisien gaya angkat relatif lebih tinggi yaitu di posisi pasang 20%. Geometri vortex generator yang sesuai diaplikasikan pada wing pesawat LSU - 05 yaitu geometri triangular dengan konfigurasi posisi pemasangan 20%.

Berdasarkan kajian dari penelitian diatas, muncul gagasan baru untuk mengetahui aliran fluida pada tail boom tanpa penambahan vortex generator dibangkan tail boom dengan penambahan vortex generator. Dalam penelitian ini menggunakan metode numerik dengan program ANSYS. Pada simulasi kali ini yaitu rectangular VG dan airfoil NACA 0012 VG.

ANSYS, dengan variabel velocity 2, 4, 6, 8, 10 m/s dan sudut serang 15° , -10° , -5° , 0° , 5° , 10° , 15° . Hasilnya diperoleh bahwa vortex generator meningkatkan gaya angkat. Sedangkan pada saat sudut serang negatif (landing) terjadi penurunan gaya angkat yang teratur. velocity paling baik dicapai pada kecepatan 10 m/s dengan sudut serang paling tinggi pada 15° dengan nilai lift terjadi peningkatan 1,333 N (33%). Sedangkan gaya hambat pada sayap dengan vortex generator memiliki nilai yang cenderung rendah daripada tanpa vortex generator. Pada velocity 8 m/s dan 10 m/s, pada konfigurasi wing tanpa vortex generator angle of attack 15o lebih rendah dibandingkan menggunakan vortex generator

(Herdiana, 2020)

akan menggunakan tifa benda uji, yaitu: plain tail boom, tail boom rectangular VG dan tail boom airfoil NACA 0012 VG.

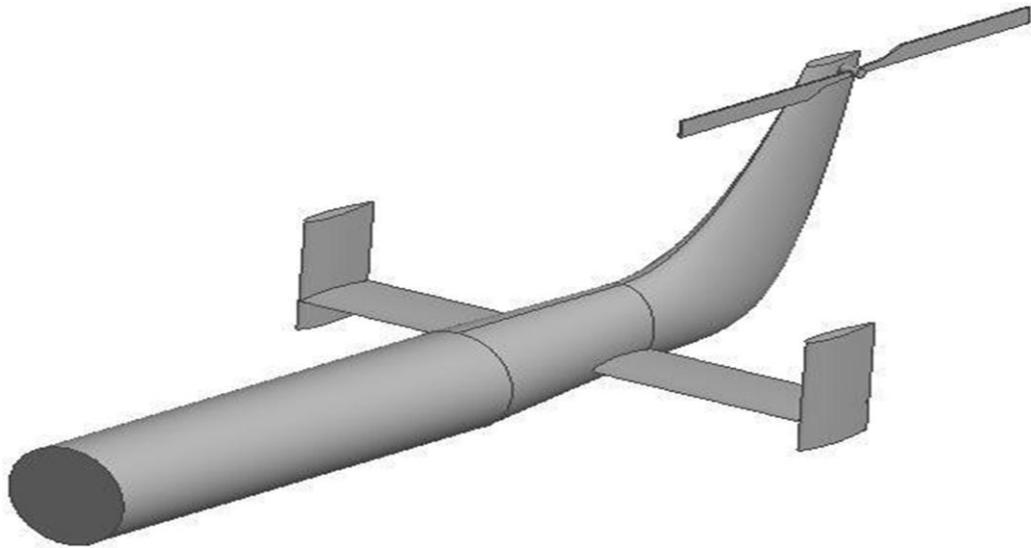
METODE

Penelitian ini dikerjakan dengan metode Computational Fluid Dynamics (CFD) dengan menggunakan software ANSYS R20 dan dengan software Autodesk Inventor. Geometri benda uji dibuat menggunakan software Autodesk Inventor. Desain tail boom yang digunakan disesuaikan dengan maintenance manual BO105, untuk ukuran akan diperkecil dengan skala 1:3. Sedangkan untuk ukuran dari vortex generator panjang 10 mm, tinggi 5 mm, pemasangan counter- rotating sudut 20° , jarak antar sepasang vortex generator 40 mm dan dipasang pada sisi tail boom pada sudut 30° dari garis tegak silinder tail boom. Penelitian ini tidak memperhitungkan aliran udara dari tail rotor.

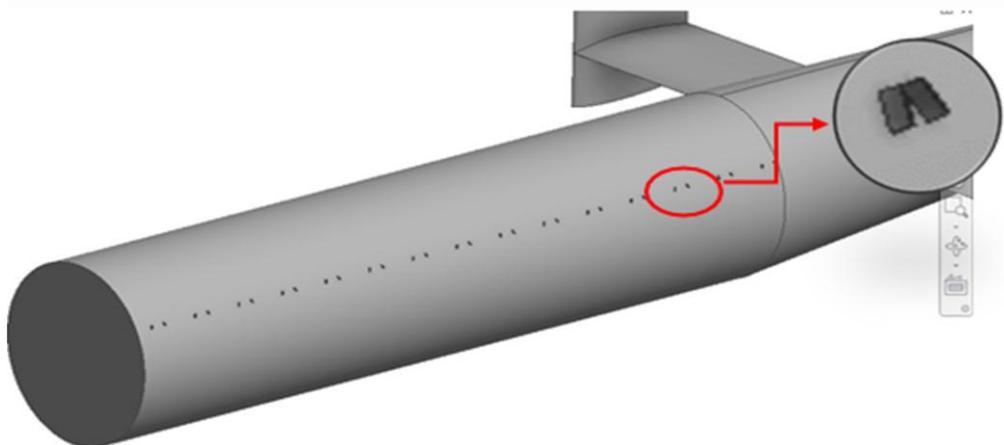
Model tail boom yang akan digunakan adalah tail boom BO-105 dengan modifikasi penambahan dua bentuk VG,

Tabel 1 Parameter penelitian

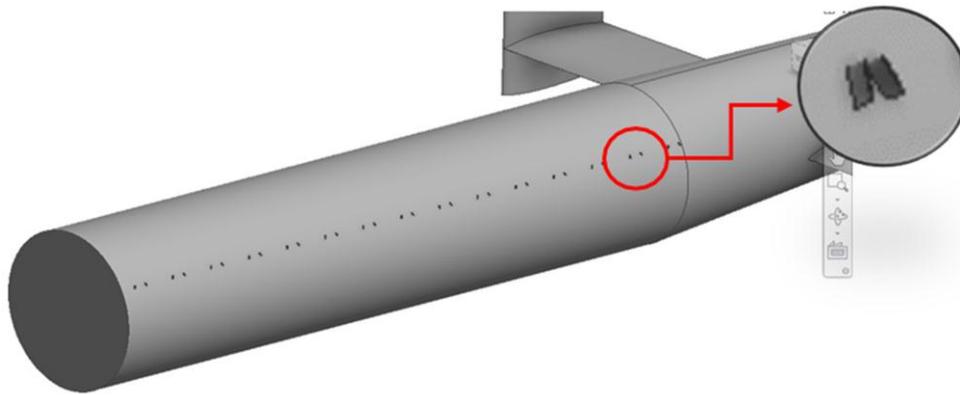
Parameter	Variabel
Shape	Rectangular dan Airfoil NACA 0012
Susunan	Counter rotating
Angle of Incidence	-10° , -5° , 0° , 5° , 10°
Density	$1,225 \text{ kg/m}^3$
Velocity	10 m/s
Tekanan	1 atm
Temperatur	15°C
Viskositas udara	$1,983 \times 10^{-5} \text{ kg/ms}$



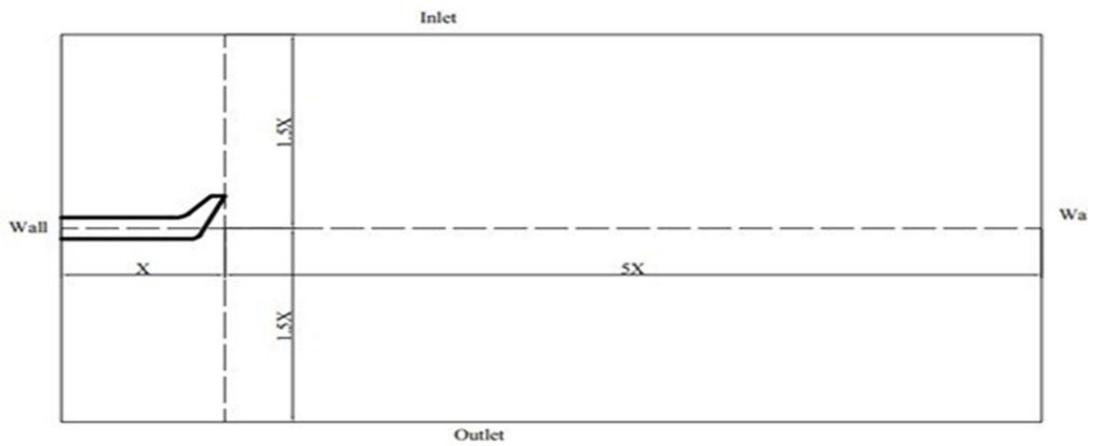
Gambar 1 Plain Tail Boom



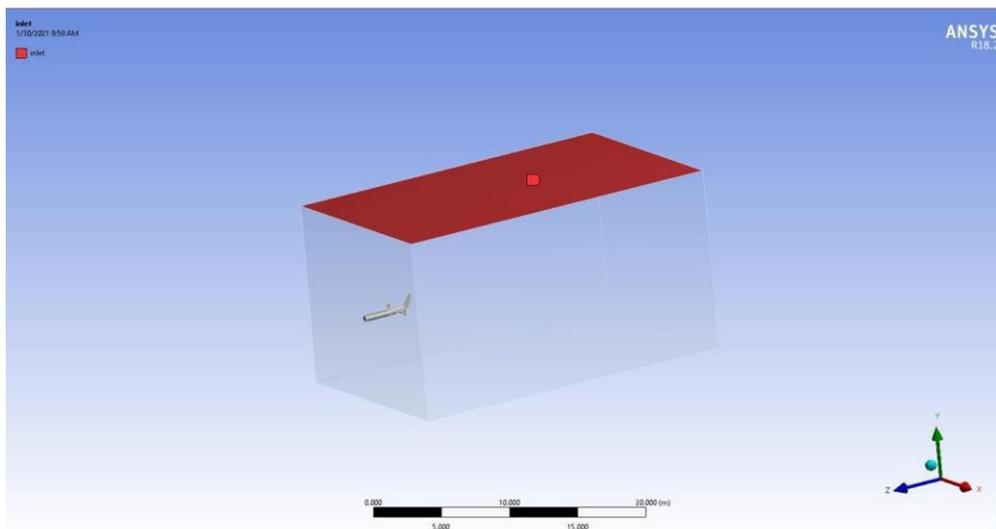
Gambar 2 Tail Boom Rectangular Vortex generator



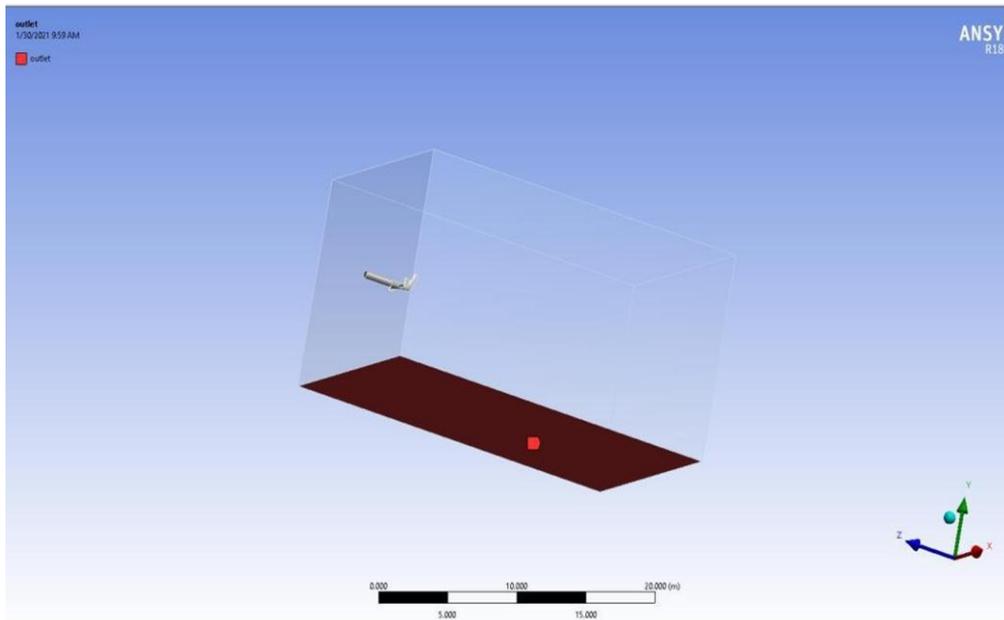
Gambar 3 Tail Boom VG Airfoil NACA 0012



Gambar 4 Domain Penelitian pada Tail Boom



Gambar 5 Boundary layer penamoang bagian Inlet



Gambar 6 Boundary layer penamoang bagian Outlet

Setiap data yang diperoleh dari hasil simulasi numerik menggunakan program CFD harus diverifikasi dengan uji independensi jaringan (Grid Independence Test). Grid independensi merupakan suatu proses untuk mendapatkan jumlah meshing yang cenderung stabil. Pada penelitian ini, dilakukan pembagian jumlah meshing ke dalam beberapa percobaan dan dicari nilai error dan Cd yang terkecil. Nilai dari hasil meshing tersebut ditampilkan pada tabel 2.

Tabel 2 Hasil Grid Independensi

Jenis Meshing	Elements	Cd	Error (%)
Meshing A	302532	0,87	-
Meshing B	427416	0,79	8,94
Meshing C	444261	0,79	0,87
Meshing D	467926	0,78	0,54
Meshing E	482968	0,78	0,75
Meshing F	504320	0,81	4,30
Meshing G	580060	0,78	3,35
Meshing H	650742	0,78	0,99
Meshing I	770760	0,76	2,56
Meshing J	984077	0,77	2,02

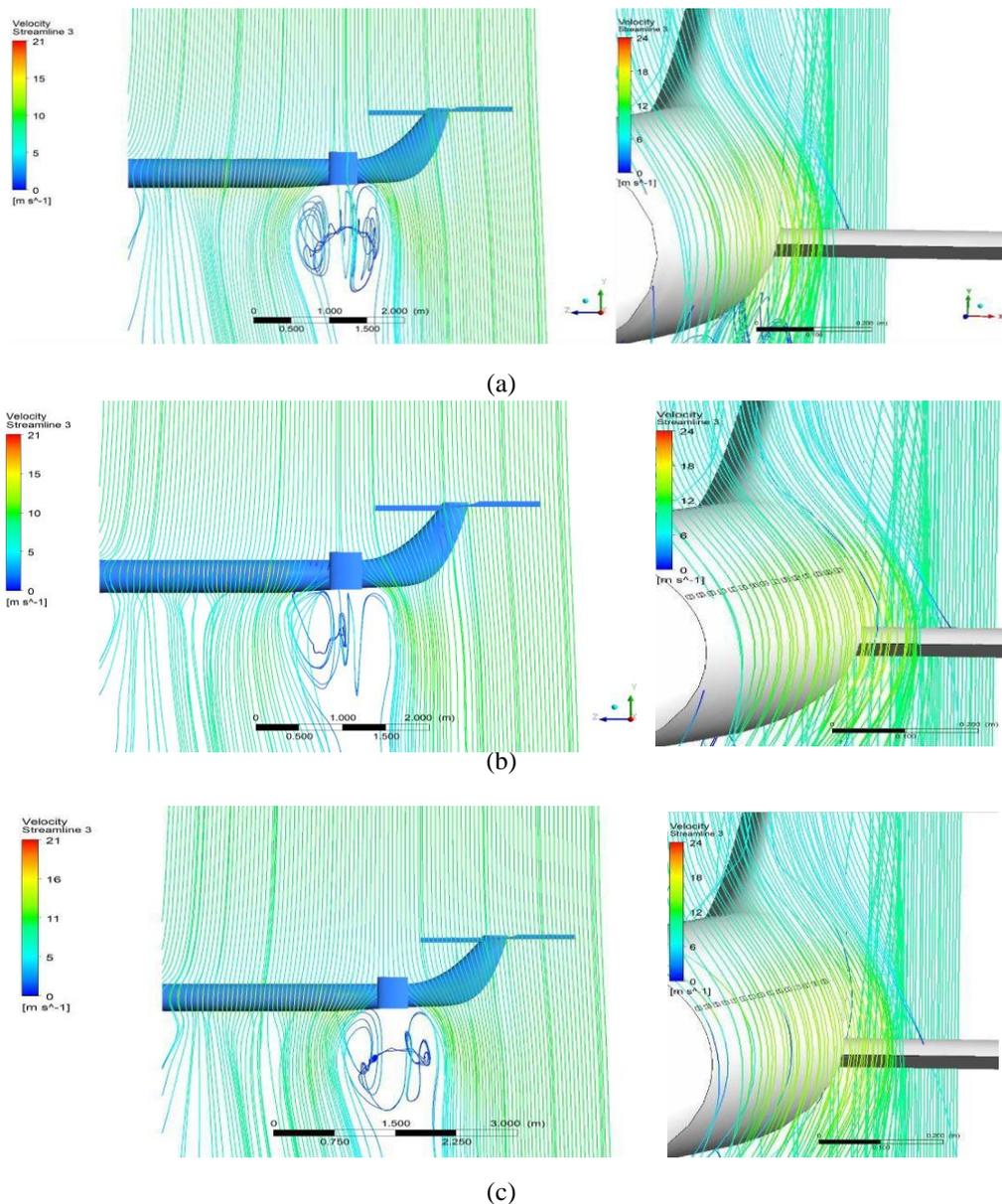
Pada tabel 2 ditunjukkan hasil Grid Independency pada plai tail boom. Berdasarkan tabel tersebut, nilai Cd terendah dan lebih stabil ditunjukkan meshing D. Grid independency menjadi pertimbangan dalam mengerjakan simulasi numerik adalah waktu dan memori yang digunakan serta nilai Cd dengan perubahan paling kecil dan lebih konstan. Sehingga meshing yang akan digunakan oleh peneliti untuk tahap selanjutnya adalah meshing D.

HASIL DAN PEMBAHASAN

Hasil dari simulasi dalam penelitian ini berupa visualisasi velocity streamline dan pressure contour di sekitar tail boom. Penelitian ini menggunakan 5 (lima) variasi Angle Of Incidence yang peneliti pakai sebagai pembanding, yaitu -10° , -5° , 0° , 5° , 10° .

VISUALISASI STREAMLINE

VELOCITY



Gambar 7 Visualisasi Aliran pada AoI 0° (a) Plain Tail boom, (b) Tail boom dengan rectangular vortex generator, (c) Tail boom dengan vortex generator airfoil NACA 0012

Pada gambar 7 ditampilkan visualisasi aliran pada tiga benda uji pada angle of incidence 0°. Berdasarkan gambar tersebut nampak bahwasanya tiap aliran dipercepat pada sudut 90°, sesuai dengan hukum aerodinamika Ketika suatu aliran melalui bluff body. Percepatan aliran ditandai oleh warna kuning. Aliran setelah udara melalui tail boom secara garis besar cenderung sama, namun jika diperhatikan lebih jelas terdapat beberapa perpotongan aliran. turbulen merupakan refleksi dari aliran yang melalui horizontal

stabilizer. Tail boom dengan vortex generator terjadi percepatan aliran yang lebih cepat dibanding dengan plain tail boom.

Gambar 8 menunjukkan hasil simulasi visualisasi aliran pada Angle of Incidence 5° . Berdasarkan hasil simulasi tersebut, nampak bahwa percepatan pada tail boom dengan vortex generator terjadi lebih awal

dan sebaran yang lebih rata terjadi pada tail boom dengan VG airfoil NACA 0012. Sedangkan aliran setelah fluida terlepas dari tail boom cenderung rapi, kecuali pada tail boom dengan rectangular VG.

Gambar 9 menunjukkan hasil simulasi visualisasi aliran pada Angle of Incidence (AOI) -5° . Berdasarkan hasil simulasi tersebut, percepatan yang terjadi cenderung sama, sedangkan aliran setelah melalui tail boom paling rapi dihasilkan oleh tail boom dengan VG airfoil NACA 0012. Pada palin tail boom dan tail boom

dengan rectangular VG terdapat aliran yang terlalu rapat dan terlalu renggang. Turbulensi yang terjadi merupakan refleksi aliran yang melintasi horizontal stabilizer.

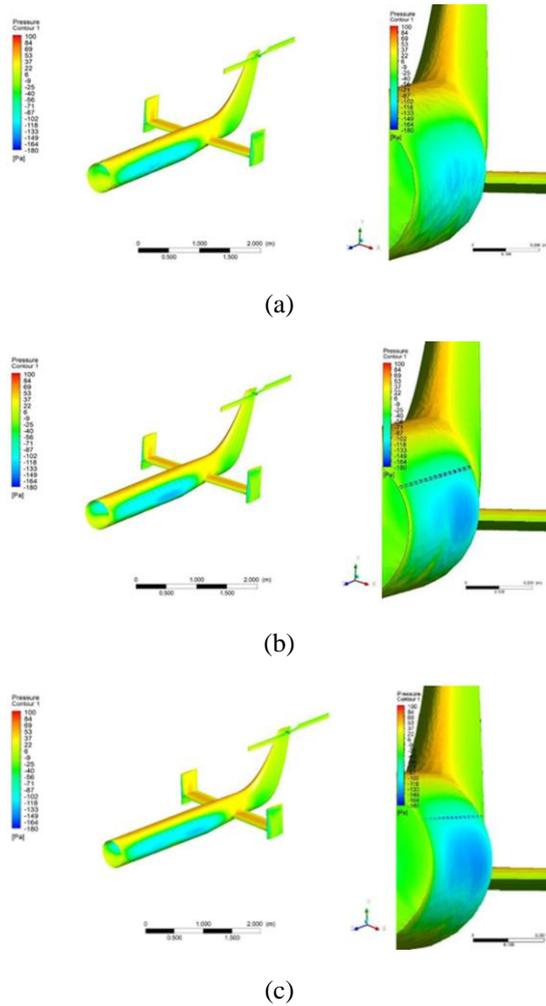
Pada gambar 10 ditampilkan visualisasi aliran pada tiga benda uji pada angle of incidence 10° . Berdasarkan gambar tersebut nampak bahwasanya percepatan fluida terjadi serentak pada ketiga benda uji, namun pada tail boom dengan rectangular VG memiliki kecepatan yang lebih merata dari bagian depan tail boom

hingga belakang, ditandai warna kuning yang sejajar rapi.

Pada gambar 11 ditampilkan visualisasi aliran pada tiga benda uji pada angle of incidence -10° percepatan yang terjadi cenderung sama, sedangkan aliran setelah melalui tail boom paling rapi dihasilkan oleh tail boom dengan VG airfoil NACA

0012. Pada palin tail boom dan tail boom dengan rectangular VG terdapat aliran yang terlalu rapat dan terlalu renggang. Turbulensi yang terjadi merupakan refleksi aliran yang melintasi horizontal stabilizer.

VISUALISASI PRESSURE CONTOUR



Gambar 12 Visualisasi kontur tekanan pada AoI 0° (a) Plain Tail boom, (b) Tail boom dengan rectangular vortex generator, (c) Tail boom dengan vortex generator airfoil NACA 0012

Gambar 12 menunjukkan hasil simulasi visualisasi kontur tekanan pada Angle of Incidence (AOI) 0°. Berdasarkan hasil simulasi tersebut, tekanan pada titik stagnansi merupakan tekanan tertinggi di ketiga benda uji. Sedangkan tekanan terendah terjadi pada sudut 90° dan 270° pada tail boom, yang ditandai dengan warna biru. Tekanan naik Kembali Ketika aliran mendekati titik separasi atau pada bagian bawah tail boom.

Gambar 13 menunjukkan hasil simulasi visualisasi kontur tekanan pada Angle of Incidence (AOI) 5°. Berdasarkan hasil simulasi tersebut, sebaran tekanan pada tail boom dengan vortex generator cenderung lebih merata dari bagian depan hingga belakang. Hal ini membuktikan bahwa pemasangan VG dapat meningkatkan momentum aliran yang melalui permukaan tail boom. Tekanan paling tinggi terdapat pada titik stagnansi atau Ketika fluida datang, lalu tekanan menurun Ketika melalui samping tail boom ditandai warna biru. Tekanan naik Ketika fluida mendekati titik separasi yang berada di bagian bawah tail boom.

Gambar 14 menunjukkan hasil simulasi visualisasi kontur tekanan pada Angle of Incidence -5° . Berdasarkan hasil simulasi tersebut, tekanan pada sudut 90° dan 270° menjadi sangat rendah yang ditandai warna biru tua. Pada tail boom dengan vortex generator memiliki sebaran yang relatif sama rapinya dari depan hingga belakang, namun pada plain tail boom distribusi tekanan tidak merata pada permukaan tail boom. Sehingga pada tail boom dengan vortex generator memiliki kontur tekanan dengan range yang lebih luas.

Gambar 15 menunjukkan hasil simulasi visualisasi kontur tekanan pada Angle of Incidence 10° . Berdasarkan hasil simulasi tersebut, kontur tekanan lebih konstan pada tail boom dengan vortex generatot airfoil NACA 0012. Meskipun begitu pada tail boom dengan rectangular vortex generator juga memiliki sebaran tekanan yang lebih rendah dibandingkan dengan plain tail boom. Sedangkan pada bagian titik stagnansi dan titi separasi tidak terjadi perbedaan.

Gambar 16 menunjukkan hasil simulasi visualisasi kontur tekanan pada Angle of Incidence 10° . Berdasarkan hasil simulasi tersebut sebaran tekanan pada plain tail boom tidak terjadi dengan merata pada permukaan tail boom, bagian depan memiliki tekanan yang lebih rendah dibandingkan bagian belakang pada sudut yang sama, sedangkan pada tail boom dengan vortex generator sebaran tekanan sama dari depan hingga belakang. Hal ini membuktikan bahwa vortex generator dapat meningkatkan momentum yang terjadi pada permukaan tail boom.

PROSIDING
SEMINAR NASIONAL INOVASI TEKNOLOGI PENERBANGAN (SNITP) TAHUN 2021

ISSN : 2548 – 8112 eISSN: 2622-8890

PENUTUP
SIMPULAN

Mengacu dari hasil penelitian yang telah dikerjakan maka dapat ditarik beberapa kesimpulan, antara lain:

1. Pemasangan vortex generator di tail boom dapat mengubah pola aliran kecepatan yang melintasi permukaan tail boom.
2. Pemasangan vortex generator di tail boom berpengaruh pada sebaran tekanan yang terjadi di tail boom.
3. Hasil visualisasi aliran kecepatan pada kelima variasi Angle of Incidence pada ketiga objek tidak menghasilkan perbedaan yang signifikan.
4. Hasil visualisasi sebaran tekanan pada ketiga objek menunjukkan bahwa Tail boom vortex generator airfoil NACA 0012 memiliki sebaran tekanan yang lebih merata dibanding dua benda uji lain.

SARAN

1. Peneliti mengharapkan agar penelitian selanjutnya membuat variasi yang lebih inovatif pada parameter maupun objek yang akan diteliti.

2. Penelitian selanjutnya menggunakan variable yang lebih luas dan diharapkan dapat menyempurkan penelitian ini.
3. Peneliti mengharapkan bagi manufaktur helicopter untuk memperhatikan desain hingga perhitungan tiap bagian secara terperinci. Sehingga diharapkan dapat dicapai permodelan yang paling efisien.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] FAA. (2019). Helicopter Flying Handbook (FAA-H-8083-21B).
- [2] Herdiana, D. (2020). Analisa Pemilihan Bentuk Vortex Generator Untuk Sayap Pesawat Lsu-05 Menggunakan Metode Numerik (Analysis of Vortex Generator Selection for Lsu-05 Aircraft Using Numerical Methods). 15–30.
- [3] Mesin, T., Mesin, J. T., & Teknik, F. (2020). Analisis Penambahan Vortex Generator Terhadap Performa Sayap Uav Mohinder.
- [4] P, S. H. S., & Widodo, W. A. (2015). Studi Numerik Efek Variasi Posisi Vortex Generator Terhadap Boundary Layer Pada Airfoil Naca 43018. October, 978–979.