

Simulasi Aliran Udara Pada *Main Rotor Blade* Helikopter Bell 429 Dengan Berbantuan CFD

Bismil Rabeta, Tri Susilo, Yanuar Ayu A

Prodi Teknik Penerbangan, Fakultas Teknologi Kedirgantaraan,
Universitas Dirgantara Marsekal Suryadarma
Komplek Bandara Halim Perdanakusuma, Jakarta 13610, Indonesia
* *Corresponding Author* : bismilrabeta@universitassuryadarma.ac.id

Abstrak – Prinsip aerodinamik pada helikopter, umumnya sama dengan pesawat *fixed wing*. Oleh karena itu tujuan dari penelitian ini adalah untuk mengetahui bagaimana simulasi aliran udara pada sebuah helikopter BELL 429 saat *hover* pada ketinggian 1000 *feet* dengan sudut 0°. Ada tiga pendekatan yang memungkinkan yaitu eksperimen (pengujian penerbangan nyata), analisis teori, dan komputasi (metode simulasi). Pada penelitian ini digunakan metode komputasi yang dikenal dengan *Computational Fluid Dynamics* (CFD). Adapun hasil yang diperoleh adalah ketika udara mengalir di permukaan *main rotor blade* kecepatan akan meningkat setelah melewati *blade* dengan *maximum velocity* 70.8 m/s dan akan kembali normal setelah menjauhi *blade* dengan nilai sama dengan nilai *input*, sedangkan tekanan meningkat sebelum melewati *main rotor blade* mencapai 97798.9 Pa dikarenakan terhambatnya oleh penampang *blade*.

Kata kunci : Helikopter BELL 429, *Main Rotor Blade*, CFD, Simulasi Aliran Udara

Abstract – The principle of aerodynamics in helicopters is generally the same as fixed wing aircraft. Therefore the purpose of this study is to find out how the air flow simulation on a BELL 429 helicopter when hovering at an altitude of 1000 feet at an angle of 0°. There are three possible approaches, experiments (real flight test), theoretical analysis, and computing (simulation methods). In this study used a computational method known as Computational Fluid Dynamics (CFD). The results obtained are that when air flows on the main surface of the blade rotor, the speed will increase after passing through the blade with a maximum speed of 70.8 m/s and will return to normal after moving away from the blade with the same value as the input value, while the pressure increases before passing the blade rotor reaches 97798.9 Pa because it is hampered by the blade cross section.

Keywords: BELL 429 helicopter, *Main Rotor Blade*, CFD, Airflow Simulation

I. PENDAHULUAN

Secara umum prinsip aerodinamik pada helikopter sama dengan pesawat *fixed wing*. Bila aliran udara pada pesawat *fixed wing* mengalir melalui *airfoil* yang ada pada sayap, maka pada helikopter aliran udara mengalir melalui baling-baling yang berputar.^[4]

Helikopter merupakan alat transportasi yang digerakan oleh *rotor* dan memiliki kemampuan mendarat dan terbang secara vertikal. Helikopter mendapatkan daya untuk bergerak dari *rotor* yang berputar. *Rotor* helikopter memiliki bentuk *airfoil* yang bentuknya mirip dengan sayap pada pesawat *fixed wing*. Saat *rotor* berputar maka udara akan bergerak pada permukaan di atas *rotor* dan mengakibatkan tekanan di atas permukaan *rotor* lebih rendah dari permukaan di bawah *rotor*, sehingga helikopter terangkat ke atas. Konsep dasar aerodinamika inilah yang menghasilkan helikopter dapat terbang bebas ke semua arah.^[4]

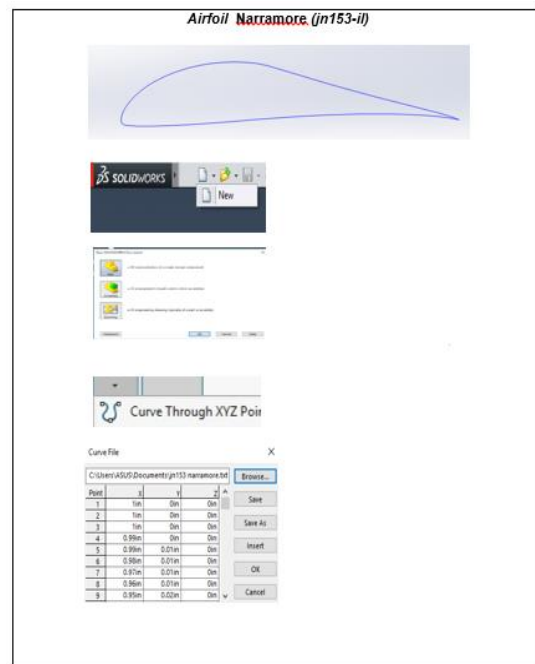
Posisi dan kekuatan gaya angkat pada helikopter di-pengaruhi oleh banyak faktor termasuk geometri *blade*, jumlah *blade*, gaya dorong *rotor*, dan *angle of attack*. Ada tiga pendekatan untuk memprediksi gaya angkat sebuah helikopter dengan akurat. Eksperimen (pengujian penerbangan nyata), analisis teori, dan komputasi (metode simulasi).Eksperimentasi saat ini sulit dan mahal karena sangat sulit untuk mengukur atau memvisualisasikan aliran udara pada *rotor blade* yang berputar. Analisis teori memiliki keter-batasan karena beberapa persamaan yang mengatur aliran fluida begitu kompleks sehingga hanya dapat diselesaikan untuk kasus-kasus yang sangat sederhana saja. Satu-satunya alternatif adalah sistem komputasi merupakan metode yang akan digunakan dalam penelitian ini yaitu dengan menggunakan alat uji berbasis komputasi (*Computational Fluid Dynamics/CFD*).^[4]

Penelitian ini, bermaksud untuk mensimulasikan bagai-mana pergerakan aliran udara pada *main rotor blade* helikopter BELL 429 berbantuan CFD dalam kondisi *hover* dengan posisi *airfoil* 0°.

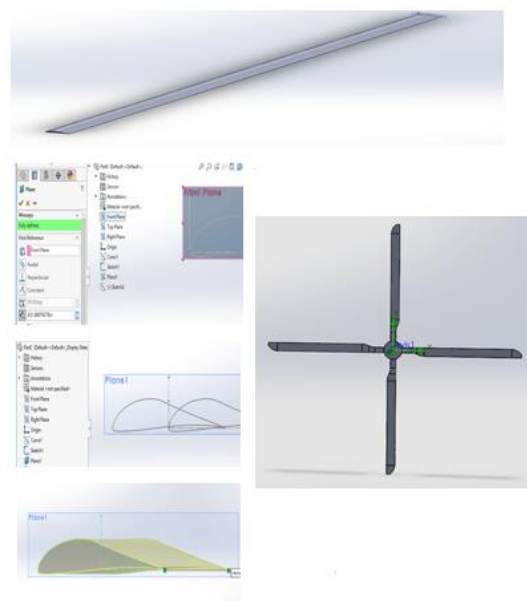
II. METODE PENELITIAN

Objek dari penelitian ini adalah *main rotor blade* yang mengacu pada geometri dari helikopter BELL 429. Pemodelan *main rotor blade* dibuat menggunakan *airfoil* non simetris Narramore Jn153-II.

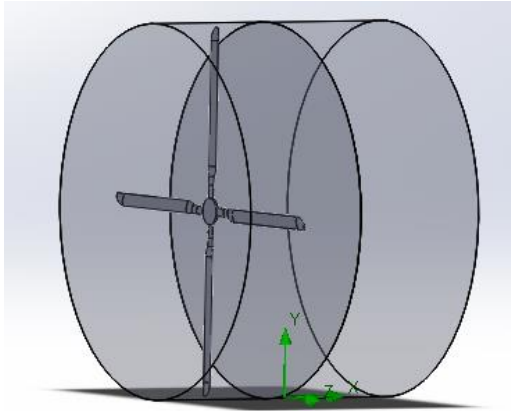
2.1 Pemodelan



Gambar 2.1 Sketsa *airfoil* Narramore Jn153-ii



Gambar 2.2 Proses pembuatan *Main Rotor Blade* Helikopter BELL 429



Gambar 2.3 Assembly

2.2 Prosedur Simulasi

Prosedur simulasi aliran udara pada *main rotor blade* helikopter BELL 429 ini menggunakan *software solidworks 2016* dengan membuat model solid *main rotor blade*, melakukan *flow simulation* dengan menginput *static pressure, temperature, dan velocity*. Proses *meshing*, dimana struktur objek yang akan dianalisa didiskritisasi sehingga struktur utama menjadi elemen-elemen yang memiliki ukuran lebih kecil, berjumlah tertentu dan berhingga. Proses *running program* dilakukan setelah proses pra-analisa dan *meshing* dilakukan, proses *running* tersebut berjalan dengan pembacaan proses perhitungan dengan *finite volume method (FVM)*. Proses *refinement meshing* adalah proses penghalusan jumlah *element* dan *nodes* pada bagian yang mengalami tegangan kritis. Pada bagian yang mengalami tegangan maksimum tersebut, dilakukan proses *refinement meshing* dengan menggunakan fitur *local mesh control*, proses ini dilakukan setelah proses *running* pertama selesai sehingga bisa didapat hasil yang akan lebih mendekati akurat, dan yang terakhir adalah *end simulation*, memuat hasil simulasi berupa distribusi *velocity, velocity (x) dan pressure* juga aliran udara yang terjadi.^[1]

Tabel 2.1 Kondisi batas *Main Rotor Blade* berdasarkan nilai 80% RPM

<i>Rotation- Local region (Averaging)</i>	316 Rpm
<i>Project fluids</i>	Air
<i>Pressure</i>	97720 Pa
<i>Temperature</i>	286 K
<i>Velocity in X direction</i>	0 m/s
<i>Velocity in Y direction</i>	0 m/s
<i>Velocity in Z direction</i>	0 m/s

III.HASIL DAN PEMBAHASAN

3.1 Flow Simulation

Solidworks flow simulation menggunakan CFD untuk melakukan simulasi analisa fluida dan perpindahan panas yang efisien dan cepat. Pada tugas akhir ini hanya melakukan analisa fluida tanpa perpindahan panas. *Flow simulation* memudahkan menghitung gaya dan dampak dari fluida. Langkah pertama yang harus dilakukan yaitu, memasukkan data awal yang diantaranya:

Input Data

Computational Domain

Fluida Subdomain

Rotating Region

Rotating region 1 : 316 rpm

Boundary Conditions

Goals

Global Goals

Volume Goals

Mesh

Global Mesh : 2

Local Mesh : 2

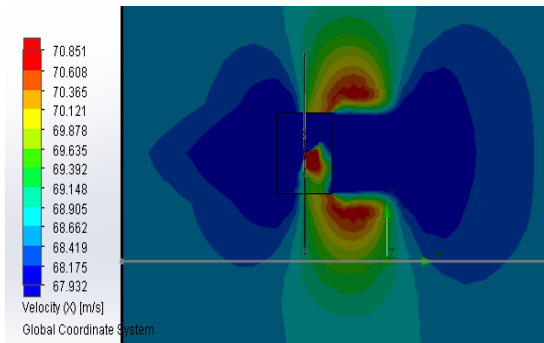
Project

Run

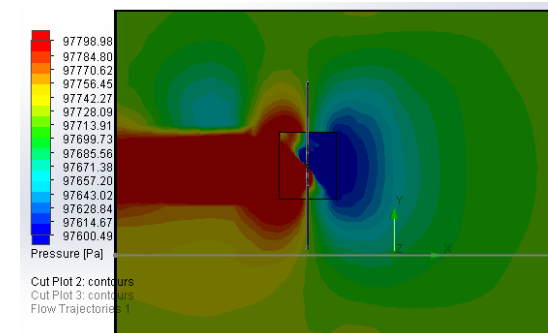
Result

3.1.1 Flow Trajectories

Gambar 3.1 dan 3.2 merupakan hasil *flow simulation* saat hover pada ketinggian 1000 feet dengan sudut 0° dan 80% rpm putaran *blade*. Menggunakan menu *flow trajectories* yang menggambarkan aliran udara di sekitar permukaan *main rotor blade*.



Gambar 3.1 Flow Trajectories Velocity (X)



Gambar 3.2 Flow Trajectories Pressure

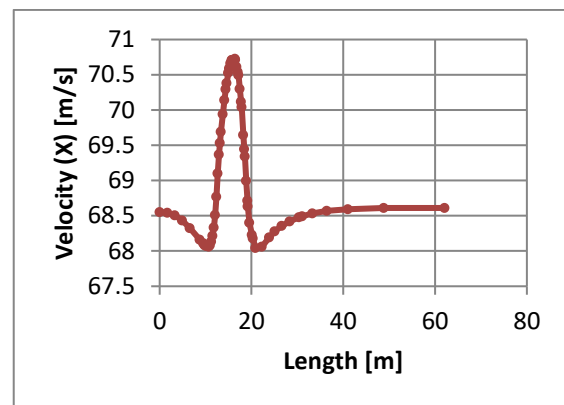
Pada gambar *flow trajectories velocity (x)* yang dibatasi oleh *boundary condition*. Perubahan kecepatan terbesar ditunjukkan pada gradasi warna paling merah, terkecil adalah warna biru tua. Sedangkan area dengan kecepatan sedang adalah area dengan warna kuning-hijau. Degradasi warna menunjukkan perubahan kecepatan aliran yang mulanya berwarna biru, kemudian meningkat mendekati *blade* berubah menjadi hijau, kuning hingga merah, akibat dari cepatnya putaran *blade* dan aliran (*output*) kembali berwarna biru ketika menjauhi *blade*.

Pada gambar *flow trajectories pressure* yang dibatasi oleh *boundary condition*. Perubahan tekanan terbesar ditunjukkan pada gradasi warna paling merah, terkecil adalah paling biru. Degradasi warna menunjukkan perubahan tekanan aliran yang mulanya berwarna hijau sesuai dengan *input* 97720 Pa, kemudian meningkat mendekati *blade* dikarenakan *blade* merupakan *airfoil* non simetris dimana kelemahan pada *airfoil* ini adalah meningkatnya tekanan diatas permukaan sebesar 20%. Setelah itu, aliran *pressure* udara melewati (*output*) *main rotor blade* tetap sama warna hijau.

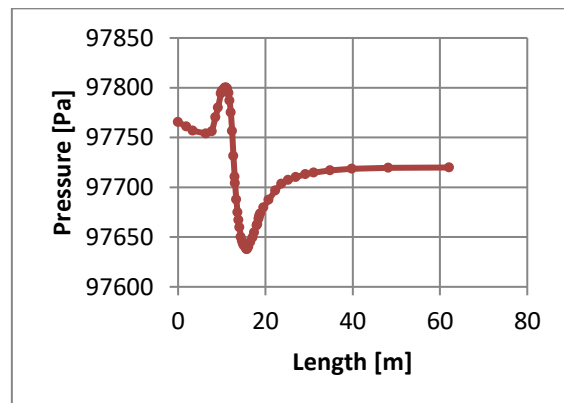
Pada aliran *pressure* udara pada bagian tengah bermula *pressure input* warna hijau. Mendekati *hub*, *pressure* udara tinggi dengan warna merah karena terhambat *hub*, setelah itu, keluar (*output*) dari *hub* terjadi penurunan *pressure* karena tidak ada distribusi *pressure* udara sehingga aliran udara dibagian *hub* menjadi hampa dan tidak ada aliran *pressure*.

3.1.2 XY Plots

Gambar 3.3 dan 3.4 merupakan hasil *flow simulation* dalam grafik. Menggunakan menu *XY plots*, yang menggambarkan grafik antara 2 variabel.



Gambar 3.3 Grafik velocity x



Gambar 3.4 Grafik pressure

Pada gambar *xy plots pressure* terlihat garis yang menunjukkan kondisi aliran udara dalam (*velocity x* dan *pressure*) saat sebelum mengenai *main rotor blade*, ketika mengenai *main rotor blade* dan setelah mengenai atau menjauhi *main rotor blade*.

3.1.3 Goal Plot

Hasil perhitungan flow simulation didapat dengan menggunakan *global goal* dan *volume goal* pada menu goal plot.

Tabel 3.1 Goal Plots

Goal Name	Unit	Value	Averaged Value	Minimum Value	Maximum Value
GG Max Total Pressure	[Pa]	167484.6716	167022.4076	166419.6676	167642.2168
GG Max Velocity (X)	[m/s]	169.3440774	169.6999491	169.1946331	170.3892757
VG Max Total Pressure	[Pa]	100690.251	100694.7208	100677.6422	100719.7012
VG Max Velocity (X)	[m/s]	71.30795693	71.59368284	71.30795693	71.97759591

IV.KESIMPULAN

Dapat dilihat dari hasil pembahasan pada BAB IV, bisa diambil beberapa kesimpulan yang dapat dijadikan hal pokok dari penulisan tugas akhir ini, saat kondisi simulasi *hover* diketinggian 1000 feet dengan sudut 0° dan rpm 80% antara lain:

1. Distribusi kecepatan aliran udara yang terjadi ketika mendekati *main rotor blade* menurun dari hasil *input* yaitu 68.8 m/s, dan akan meningkat ketika udara bersentuhan dengan *blade* sehingga kecepatan yang dihasilkan meningkat dengan tinggi maksimum 70.8 m/s dan kemudian menurun ketika menjauhi *blade* dan kecepatan udara kembali stabil dengan 68.8 m/s.
2. Distribusi tekanan aliran udara yang terjadi ketika mendekati *blade* meningkat sampai pada nilai maksimum yaitu 97798.9 Pa karena terhambat oleh *main rotor blade* yang menggunakan *airfoil* non simetris dimana kelemahan pada *airfoil* ini adalah meningkatnya tekanan diatas permukaan sebesar 20%. Setelah itu, aliran *pressure* udara melewati (*output*) menurun karena terjadi stagnasi penurunan tekanan dan kembali stabil dengan *input* tekanan 97720 Pa.

V. DAFTAR PUSTAKA

- [1] Versteeg H.K., dan W. Malalasekera, 2007, *An Introduction to Computational Fluid Dynamics*, London : Pearson Prentice Hall.
- [2] Anderson John D, 1984, *Fundamentals of Aerodynamics, second edition*. Amerika ; Mcgraw Hill Book.
- [3] FAA., 2003, *Helicopter flying handbook*, https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/helicopter_flying_handbook/media/helicopter_flying_handbook.pdf.
- [4] Pandey Murari, 2012, *CFD Analysis of an Isolated Main Rotor Helicopter*, Institut Teknologi Nasional, Silchar.