

ANALISIS KARAKTERISTIK AERODINAMIK PENGARUH PENAMBAHAN BERP BLADE PADA MAIN ROTOR HELIKOPTER SYNERGY N9 DENGAN MENGUNAKAN PERANGKAT LUNAK NUMECA

Hendra Pramana¹, H. Abu Bakar²

Program Studi Teknik Penerbangan Fakultas Teknik
Universitas Nurtanio Bandung

ABSTRAK

Fenomena aerodinamik helikopter pada saat operasi boleh jadi didominasi oleh *vortex* yang ada pada main rotor. Kecepatan *vortex* yang bergerak dapat mengganggu dan menambah beban aerodinamik rotor *blade*, karena semakin kuat *vortex* yang terjadi maka *axial thrust* yang dihasilkan semakin kecil. Untuk mengetahui karakteristik aerodinamik rotor *blade* dibutuhkan kajian dengan analisa numerik menggunakan *software* Numeca. Kasus yang dipelajari adalah dengan menambahkan *BERP blade* pada rotor helikopter Synergy N9. Pemodelan *BERP blade* dibuat dengan bantuan CATIA (*Computer Aided Three Dimensional Interactive Appliation*) dengan memvariasikan sudut *sweepnya* dari 0° sampai 15° dapat meningkatkan *axial thrust* dari 7,09 kgf sampai 7,69 kgf. Begitu pula pengaruh penambahan RPM 1300 sampai 1500 juga meningkatkan *axial thrust* rotor sebesar 4,89 kgf sampai 6,6 kgf pada kasus normal *blade*, sedangkan pada kasus *BERP blade* 0° peningkatan *axial thrust* rotor menjadi 5,91 kgf sampai 8,45 kgf.

PENDAHULUAN

Helikopter Synergy N9 merupakan jenis pesawat sayap yang berputar dimana gaya angkat dan gaya dorong disediakan oleh *output engine* yang disalurkan melalui *shaft* sehingga memutar *main rotor*. Hal ini memungkinkan helikopter tersebut dapat melakukan lepas landas dan mendarat secara vertikal, melakukan *hover*, *forward flight*, *backward flight*, *side by side flight*.

British Experimental Rotor Programme (BERP) blade adalah modifikasi yang dilakukan pada *blade tip* main rotor helikopter yang

bertujuan untuk menambah *axial thrust* dan mengurangi kekuatan *vortex* sehingga jarak tempuh helikopter dapat bertambah jauh.

Modifikasi normal *blade* menjadi *BERP blade* pada helikopter Synergy N9 membutuhkan analisis terhadap karakteristik aerodinamiknya. Analisis dilakukan untuk mengetahui *vortex* yang terjadi pada main rotor *blade* sebelum dan sesudah penambahan *BERP blade*, sehingga didapat perbandingan *axial thrust* pada saat pengoperasian helikopter tersebut.

Untuk menganalisis karakteristik aerodinamik penambahan *BERP blade* pada main rotor helikopter Synergy N9 digunakan perangkat lunak *Computational Fluid Dynamics Code (CFD Code)* yaitu Numeca.

Tujuan

Tujuan yang ingin dicapai dari penelitian ini adalah untuk mendapatkan perbandingan *axial thrust* yang terjadi antara main rotor *blade* sebelum penambahan *BERP blade* dan main rotor *blade* setelah penambahan *BERP blade* dari studi komputasi menggunakan Numeca.

Rumusan Masalah

Perlunya analisis karakteristik aerodinamik pengaruh penambahan *BERP blade* pada main rotor helikopter Synergy N9 dilakukan untuk mengetahui seberapa besar pengurangan *vortex* yang terjadi di daerah *blade tip* dengan mengaplikasikan nilai RPM main rotor *blade* sebesar 1300, 1400, dan 1500 pada sudut 0° serta RPM 1400 pada *sweep back* 0° , 5° , 10° , dan 15° yang ditandai dengan peningkatan *axial thrust*.

Basic Aerodinamik Secara Umum

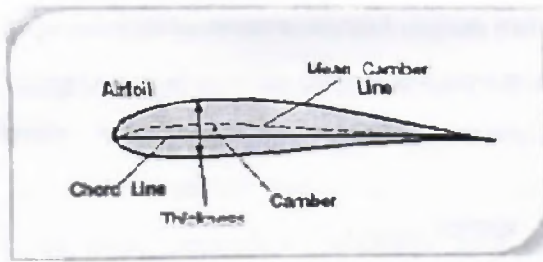
1. Airfoil

Airfoil NACA (*National Advisory Committee for Aeronautics*) adalah salah satu bentuk *airfoil* dengan bantuan penyelesaian matematis memungkinkan untuk mem-

prediksi berapa besarnya gaya angkat yang dihasilkan oleh suatu *airfoil*. Geometri *airfoil* memiliki pengaruh besar terhadap karakteristik aerodinamika dengan parameter penting berupa CL, [Ira H. Abbott, 1959].

Pengujian yang dilakukan NACA lebih sistematis dengan membagi pengaruh efek kelengkungan dan distribusi ketebalan serta pengujiannya dilakukan pada bilangan *Reynold*. Hal ini sering dirangkum dalam beberapa parameter seperti: ketebalan maksimum, maksimum bentuk melengkung, dan *radius leading edge airfoil*, [Ira H. Abbott, 1959]. Seperti terlukis pada Gambar 1 suatu *airfoil* terdiri dari:

- Leading edge* adalah titik paling depan pada *airfoil* biasanya berbentuk lingkaran dengan jari-jari mendekati 0,02 chord.
- Mean camber line* adalah tempat kedudukan titik-titik yang membagi sama besar antara permukaan atas dan bawah *airfoil* yang diukur tegak lurus terhadap *mean camber line* itu sendiri.
- Camber* adalah jarak maksimum antara *mean camber line* dan garis *chord* yang diukur tegak lurus terhadap garis *chord*.
- Ketebalan (*thickness*) adalah jarak antara permukaan atas dan permukaan bawah yang diukur tegak lurus terhadap garis *chord*.
- Trailing edge* adalah titik paling belakang pada *mean camber line*.
- Permukaan atas (*Upper Surface*)
- Permukaan bawah (*Lowerer Surface*)



Gambar 1. Geometri Airfoil NACA, [Benson, 2008].

2. Jenis-jenis Aliran Udara

Aliran udara yang mengalir melewati suatu daerah tidaklah selalu *linear*. Pada daerah tertentu terjadi beberapa jenis aliran udara diantaranya:

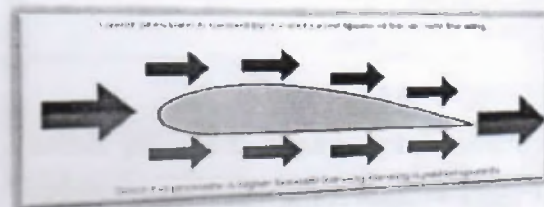
- a. Aliran *inviscid* adalah suatu aliran yang viskositas diabaikan, sehingga gesekannya diasumsikan nol.
- b. Aliran *viscous* adalah aliran dimana viskositasnya diperhitungkan, sehingga terjadi gesekan antara molekul fluida dengan permukaan benda.
- c. Aliran *compressible* adalah aliran udara yang memiliki kerapatan udara bervariasi.
- d. Aliran *incompressible* adalah aliran udara yang memiliki kerapatan udara konstan.
- e. Aliran *laminar* adalah aliran udara yang mengalir melewati suatu benda dalam bentuk lapisan udara yang tersusun rapi dan rata serta arah aliran sejajar dengan permukaan benda.
- f. Aliran *turbulence* adalah aliran udara yang mengalir melewati suatu benda dimana lapisan udara yang mengalir tidak rata dan arahnya berputar membentuk pusaran, [Fouz Infaz, 2001].

3. Lift

Gaya angkat atau *Lift* dapat dihasilkan oleh *blade* karena bentuk *airfoil* dari *blade*. Seperti yang terlukis pada Gambar 2, Bentuk ini melengkung dibagian atas permukaan dan hampir datar di bagian bawah permukaan. Keadaan tidak lazim ini mengakibatkan udara mengalir lebih cepat di atasnya daripada di bagian bawah permukaannya. Perbedaan kecepatan ini berakibat perbedaan tekanan antara bagian atas dan bawah sayap yang menghasilkan gaya pada sayap.

Nilai dari gaya angkat didapat dari *blade* yang bergantung pada airfoilnya dan *angle of incidence*. Biasanya hubungan antara sudut pada *blade* secara tetap condong terhadap

sudut helikopter dan jumlah lift yang bertambah. Dalam sudut yang kecil, ketika sudut sedang meningkat, gaya angkat pun meningkat, yang nantinya pada suatu titik dimana gaya hambat akan mendominasi gaya angkat sampai akhirnya helikopter akan *Stall*. *Lift* dihasilkan dari tekanan yang lebih rendah yang ada di atas permukaan *blade* bila dibandingkan dengan tekanan yang ada dipermukaan bawah *blade*, sehingga menyebabkan *blade* terangkat ke atas.



Gambar 2. Aliran Udara yang Melewati Airfoil, [Ira H. Abbott, 1959].

4. Drag

Drag adalah kekuatan yang menentang gerakan helikopter melalui udara. Total *drag* yang dihasilkan oleh helikopter adalah jumlah dari *profile drag*, *induced drag*, dan *parasite drag*. *Drag* yang terjadi pada helikopter ada beberapa jenis :

a. Profil drag

Profil drag adalah *drag* yang timbul karena tahanan gesek dari *blade* yang melewati udara. *Profile drag* tidak berubah secara signifikan terhadap *angle of attack* dari *airfoil* tetapi dapat meningkat secara tajam yang diakibatkan oleh meningkatnya kecepatan udara.

b. Induced drag

Induced drag adalah *drag* yang timbul sebagai akibat dari produksi gaya angkat. Sudut serang yang lebih tinggi dapat menghasilkan gaya angkat yang lebih besar tetapi juga dapat mengakibatkan meningkatnya *induced drag*. Dalam pesawat *rotary-wing*, *induced drag* dapat menurun dengan meningkatnya kecepatan helikopter. *Induced drag* adalah bagian dari total gaya aerodinamika yang berorientasi menentang arah gerakan *airfoil*.

c. Parasite drag

Parasite drag adalah *drag* yang timbul dari bagian-bagian yang tidak menghasilkan gaya angkat dari helikopter. *Parasite drag* mencakup *form drag* dan *skin friction* yang

terkait dengan *hub rotor*, *landing skid*, dan *tail boom*. *Parasite drag* dapat meningkat dengan ditingkatkannya kecepatan udara.

5. Vortex

Dalam dinamika fluida, *vortex* adalah suatu daerah dalam suatu fluida di mana aliran ke 3 arah (dimensi) ini bergerak berputar di sekitar sumbu imajiner, lurus atau melengkung, [Kida, 2001]. *Vortex* terjadi karena tekanan pada bagian atas *blade* lebih rendah daripada tekanan atmosfer, sedangkan tekanan pada bagian bawah *blade* bisa sama atau lebih besar dari tekanan atmosfer seperti yang terlukis pada Gambar 3. Dalam teori dikatakan udara akan mengalir dari tekanan yang tinggi ke tekanan yang rendah dan perbedaan tekanan antara bagian atas *blade* dengan bagian bawah *blade* akan menghasilkan gerakan udara dari bawah *blade* menuju ke bagian atas *blade* melalui ujung *blade* yang menyebabkan pusaran udara yang disebut *vortex*.

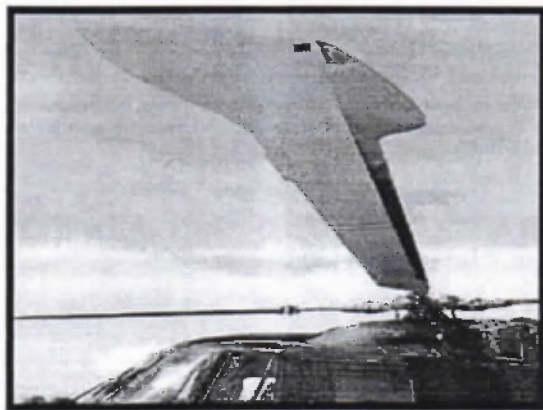


Gambar 3. Vortex, [U.S. Dept. Of Transportation, 2001].

Rotor BERP Blade

BERP blade adalah hasil kerjasama penelitian aerodinamika antara *Westland Helicopters* dan *Royal Aircraft Establishment*

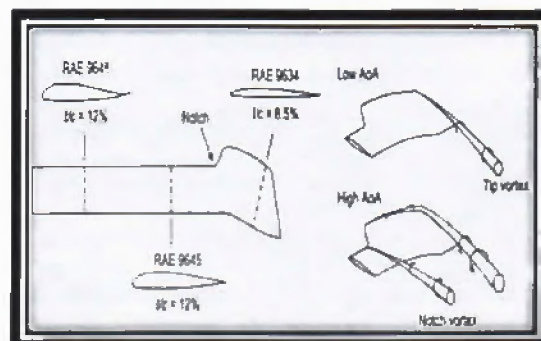
yang dikerjakan selama sepuluh tahun yaitu dimulai dari tahun 1976 sampai dengan tahun 1986. Sebagaimana terlukis pada Gambar 4 penelitian ini selesai pada tanggal 11 Agustus 1986 ketika perusahaan *Westland Lynx* (G-LYNX) mencapai rekor dunia untuk jenis helikopter dan berhasil mempertahankan lebih dari sepuluh tahun kemudian. *Lynx* mencapai kecepatan rata-rata diatas 15 km atau sekitar 249,1 mph yang berhasil memecahkan rekor sebelumnya yaitu 228 mph. Ini merupakan kecepatan tinggi yang tidak mungkin dicapai tanpa menggunakan *BERP blade*. Sejak saat itu *BERP blade* dipercaya dan diterapkan ke berbagai jenis helikopter lainnya. Sebagai contoh *BERP blade* menjadi perlengkapan standard pada *Lynx III Battlefield helicopter* dan *New EH-101* yang sedang dikembangkan bersama oleh *Westland* dan *Agusta*, [Leishman, 2006].



Gambar 4. BERP Blade on a Westland Lynx (G-LYNX). [Photograph courtesy of GKN/Westland]

Rotar *BERP blade* dirancang khusus untuk mempertemukan persyaratan aerodinamika pada saat kondisi *blade advancing* dan

retreating, salah satu dari keduanya dapat mencapai di *blade* pada saat performa rotar sedang terbang ke depan dengan kecepatan yang tinggi. Rotor *BERP blade* memiliki bentuk yang unik di ujung *blade*-nya. Peningkatan aerodinamika pada rotar *BERP blade* disebabkan karena adanya inovasi pada perancangan airfoil dan bentuk ujung *blade*. *BERP blade* menggunakan beberapa jenis airfoil yang di dasarkan pada *RAE family*, sebagaimana terlukis dalam Gambar 5 *main lifting airfoil* pada *RAE 9645* terletak pada 65% sampai 85 % radius dari *blade*. *BERP blade* menanjakan *sweep back* yang besar pada wilayah *tip* sehingga efektif untuk mengurangi efek pemampatan dan menunda efek *higher advance ratio* pada rotar. Karena *mach number* bervariasi secara linear sepanjang *blade* maka kuantitas *sweep* dapat diperkecil dengan cara menjaga *mach number* normal pada *leading edge* sehingga membuat *BERP blade* berbeda adalah distribusi pada daerah *tip* diatur untuk menjamin bahwa *center of lift* terletak berdekatan dengan *elastic axis* pada *blade*, [Leishma, 2006].



Gambar 5. Distribusi airfoil section pada BERP blade dan High angle of attack performance. [Leishman, 2006].

Bilangan Reynold

Bilangan Reynold merupakan salah satu bilangan tak berdimensi yang digunakan dalam mekanika fluida yang merupakan rasio antara gaya *inersia* (vsp) terhadap gaya *viskos* (μ/L) yang mengkuantifikasikan hubungan kedua gaya tersebut dengan suatu kondisi aliran tertentu yang digunakan untuk menentukan *dynamic similitude*, [Jermy, 2005]. Persamaan bilangan Reynold dapat ditulis sebagai berikut:

$$Re = \frac{\rho \cdot v \cdot c}{\mu} \dots\dots\dots(1)$$

Dimana:

- ρ = densitas udara (kg/m³)
- v = kecepatan udara (m/s)
- c = panjang chord (m)
- μ = viskositas udara (kg/m.s)

Persamaan Spallart-Allmaras

Spallart-Allmaras model turbulensi adalah suatu model persamaan yang dirancang secara khusus untuk aplikasi *Aerospace*. Persamaan ini dapat digunakan untuk memecahkan model persamaan *transport* untuk *kinematic eddy viscosity* tanpa menghitung skala panjang yang berhubungan dengan ketebalan lapisan geser. Variabel model yang ada di dalam Spalart Allmaras \hat{v} diasimilasikan pada daerah yang tidak terpengaruh oleh efek viskos yang kuat seperti daerah didekat dinding dengan viskositas kinematik *turbulent*. Atas dasar tersebut memilih persamaan Spallart-Allmaras digunakan pada Numeca untuk menyelesaik-

kan kasus yang dikerjakan. Persamaan Spallart-Allmaras dapat ditulis sebagai berikut:

$$\frac{\partial \hat{v}}{\partial t} + u_j \frac{\partial \hat{v}}{\partial x_j} = c_{b1}(1 - f_{t2})\hat{S}\hat{v} - [c_{w1}f_w - \frac{c_{b1}}{\kappa^2}f_{t2}] (\frac{\hat{v}}{d})^2 + \frac{1}{\sigma} \left[\frac{\partial}{\partial x_j} (v + \hat{v}) \frac{\partial \hat{v}}{\partial x_j} \right] + c_{b2} \frac{\partial \hat{v}}{\partial x_i} \frac{\partial \hat{v}}{\partial x_i}$$

Turbulent eddy viscosity dihitung dari:

$$\mu_t = \rho \hat{v} f_{v1} \dots\dots\dots(2)$$

Dimana:

$$f_{v1} = \frac{\chi^3}{\chi^3 + c_{v1}^3} \dots\dots\dots(3)$$

$$\chi = \frac{\hat{v}}{\nu} \dots\dots\dots(4)$$

ρ adalah *density*, $\nu = \mu/\rho$ adalah *molecular kinematic viscosity*, dan μ adalah *molecular dynamic viscosity*. Definisi tambahan diberikan oleh persamaan berikut:

$$\hat{S} = \Omega + \frac{\hat{v}}{\kappa^2 d^2} f_{v2} \dots\dots\dots(5)$$

Dimana $\Omega = \sqrt{2W_{ij}W_{ij}}$ adalah jarak dari vektorpual, d adalah jarak dari titik bidang ke dinding terdekat, dan

$$f_{v2} = 1 - \frac{\chi}{1 + \chi f_{v1}} \dots\dots\dots(6)$$

$$f_w = g \left[\frac{1 + c_{w3}^6}{g^6 + c_{w3}^6} \right]^{1/6} \dots\dots\dots(7)$$

$$g = r + c_{w2}(r^6 - r) \dots\dots\dots(8)$$

$$r = \min \left[\frac{\hat{v}}{Sk^2 d^2}, 10 \right] \dots\dots\dots(9)$$

$$f_{t2} = c_{t3} \exp(-c_{t4}\chi^2) \dots\dots\dots(10)$$

$$W_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \dots\dots\dots(11)$$

Kondisi batas:

$$\hat{v}_{wall} = 0$$

$$\hat{v}_{farfield} = 3v_\infty : to : 5v_\infty$$

Konstan:

$$c_{b1} = 0.1355 \quad \sigma = 2/3 \quad c_{b2} = 0.622 \quad \kappa = 0.41$$

$$c_{w2} = 0.3 \quad c_{w3} = 2 \quad c_{v1} = 7.1 \quad c_{t3} = 1.2 \quad c_{t4} = 0.5$$

$$c_{w1} = \frac{c_{b1}}{\kappa^2} + \frac{1 + c_{b2}}{\sigma}$$

Catatan :

Untuk menghindari masalah numerik, istilah \bar{s} tidak diizinkan untuk bernilai nol atau negatif.

1. Batasan metode yang umum adalah harus lebih besar dari nol.
2. Spalart merekomendasikan membatasi \bar{s} tidak lebih kecil dari $0,3 \cdot \Omega$
3. Metode lain yang dikembangkan oleh Johnson. Persamaan \bar{s} yang ada di atas diganti. Pertama harus menentukan:

$$\bar{s} = \frac{\hat{v}}{\kappa^2 d^2} f_{v2}$$

Kemudian

$$\hat{s} = \Omega + \bar{s} \quad \text{Ketika } \bar{s} \geq -c_2 \Omega$$

$$\hat{s} = \Omega + \frac{\Omega (c_2^2 \Omega + c_3 \bar{s})}{(c_3 - 2c_2) \Omega - \bar{s}}$$

Ketika

$$\bar{s} < -c_2 \Omega$$

Dimana

$$c_2 = 0.7 \quad \text{dan} \quad c_3 = 0.9$$

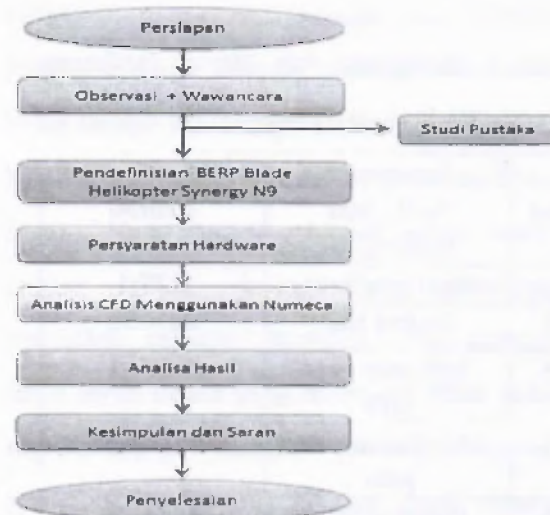
Spalart dan Allmaras merekomendasikan penggunaan *turbulence index* i_t pada dinding untuk mendeteksi transisi:

$$i_t = \frac{1}{\kappa u_\tau} \frac{\partial \hat{v}}{\partial n}$$

Dimana adalah arah dinding-normal dan dapat didekati dengan u_τ dengan $u_\tau \approx \sqrt{v} \Omega$.

Indeks akan mendekati nol untuk daerah laminar dan mendekati 1 untuk wilayah *turbulent*. [Spalart, P. R., 2007].

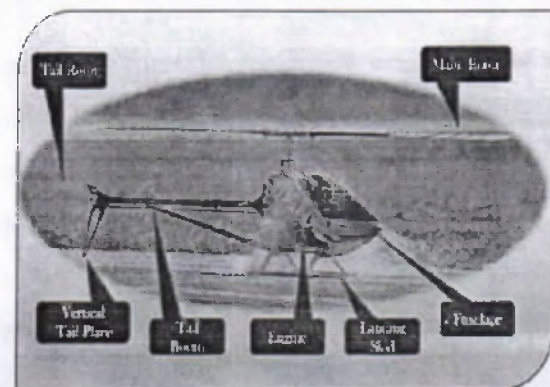
METODOLOGI



Gambar 6. Flow Chart Metodologi Secara Umum.

Komponen Utama Helikopter Synergy N9

Komponen utama helikopter Synergy N9 terdiri dari Main Rotor, Fuselage, Landing Skid, Engine, Tail Boom, Vertical Tail Plane, dan Tail Rotor seperti yang terlukis pada Gambar 7.



Gambar 7. Komponen Utama dan Posisinya, [Krause, 2006].

Spesifikasi Helikopter Synergy N9

Helikopter memiliki beberapa komponen untuk mendukung operasional baik berupa data perhitungan maupun spesifikasi sebuah komponen. Komponen-komponen tersebut meliputi:

Tabel 1. Komponen dan Ukuran Helikopter Synergy N9, [Krause, 2006].

No	Komponen Helikopter Synergy N9	Ukuran
1.	Main gear ratio	8.27:1
2.	Engine size	61 - .91
3.	Tail rotor gear ratio	4.67 : 1
4.	Standard pinion gear	15 tooth
5.	Flying weight	10.4 Lbs / 4.71 kgf
6.	Fuel capacity	22 oz / 650 ml
7.	Tail boom diameter	22 mm
8.	Hollow main shaft	12 mm
9.	Tail drive shaft	10 mm
10.	Tail output shaft	6 mm
11.	Fly bar	5mm

Tabel 2. Ukuran Blade Helikopter Synergy N9, [Krause, 2006].

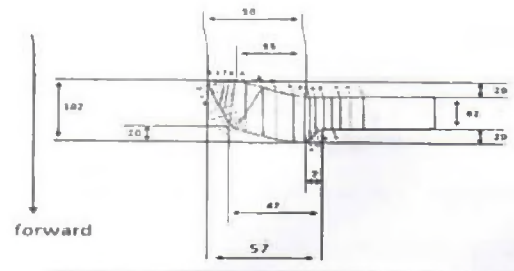
No	Dimensi blade	Ukuran
1	Jari-jari blade	710 mm
2	Chord	62 mm
3	Weight	208 g
4	Naca	0012



Gambar 8. Dimensi Blade.

Tabel 3. Ukuran BERP Blade Helikopter Synergy N9.

No	Dimensi blade	Ukuran
1	Jari-jari blade	710 mm
2	Chord	82 mm
3	Weight	233 g
4	Naca	0009



Gambar 9. Dimensi BERP Blade.

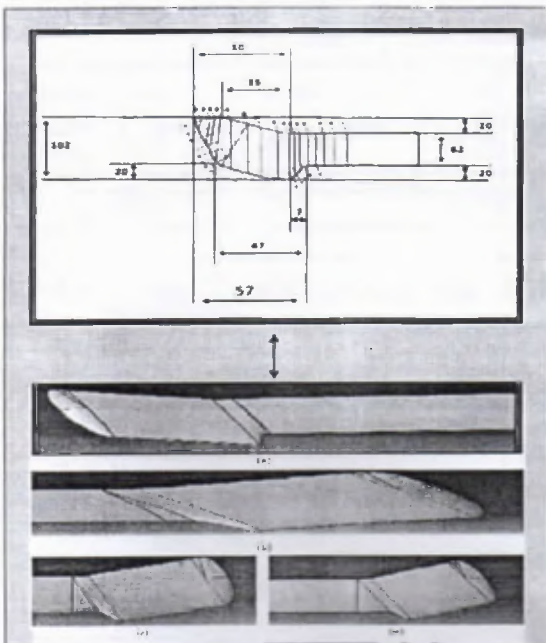
Pemodelan Blade Dengan Software CATIA

Catia merupakan *software* yang digunakan untuk pemodelan atau menggambar sebuah benda. Pada penelitian ini menggambar bentuk *blade* dalam 3D. *Blade* yang digambar pada *software* Catia ini menggunakan *airfoil* naca 0012 dengan panjang *blade* sebesar 710 mm dan panjang tali busur sebesar 62 mm. Pada kasus penelitian ini penulis hanya mengubah bagian tip dari normal *blade* yang memiliki panjang 57 mm diubah menjadi bentuk *berp blade*, sehingga pada *berp blade* dimensi panjangnya akan tetap sama dengan normal *blade* yaitu sebesar 710 mm. Untuk kasus *berp blade* ada perubahan konfigurasi yaitu pada panjang chord, sehingga perlu penggunaan air foil yang lebih tipis dari naca 0012 supaya permukaannya tetap halus. Untuk hal ini dipilih *airfoil* naca 0009 sebagai profil BERP

blade. Gambar 10 melukiskan normal *bladed* dan Gambar 11 melukiskan konfigurasi dari *Berp blade* lengkap dengan dimensinya.



Gambar 10. Dimensi Normal Blade Helikopter Synergy N9.



Gambar 11. Dimensi *Berp Blade* (a) Sweep Back 0°, (b) Sweep Back 5°, (c) Sweep Back 10°, (d) Sweep Back 15.

Proses Operasi Numeca

Numeca merupakan salah satu *software Computational Fluid Dynamics* yang digunakan untuk layanan konsultasi yang berorientasi sebagian besar diarahkan pada bidang aeronautika, propulsi dan energi. NUMECA fokus dengan produk CFD untuk kasus Design 3D. Design 3D adalah perangkat lunak khusus dan terintegrasi untuk optimasi bentuk *blade turbomachinery* untuk menganalisis aliran fluida. Pada penelitian digunakan *software* Numeca untuk mengetahui aliran udara yang melewati *blade* pada saat helikopter melakukan terbang melayang, dan hasilnya berupa adalah *axial thrust*. Prosedur yang harus dijalankan pada *software* Numeca ada beberapa tahapan.

Pembuatan meshing. Setelah pembuatan model pada software catia selesai maka tahap berikutnya yang harus dijalankan adalah meng-*import* Gambar model *blade* helikopter Synergy N9 kedalam HEXPRESS. Pada tahap ini dilakukan pembuatan *mesh* yang terdiri dari beberapa langkah yaitu, *Initial mesh*, *Optimize*, *Adapt to geometry*, *Snap to geometry* dan *Viscous layers* seperti yang terlukis pada Gambar 5.3. Tujuan pembuatan *meshing* pada model *blade* helikopter Synergy N9 adalah membagi model menjadi sel-sel terkecil sehingga memudahkan program Numeca untuk melakukan *iterasi*.

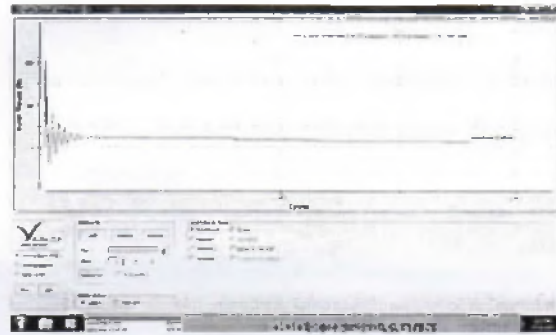


Gambar 12. Meshing Blade pada HEXPRESS.

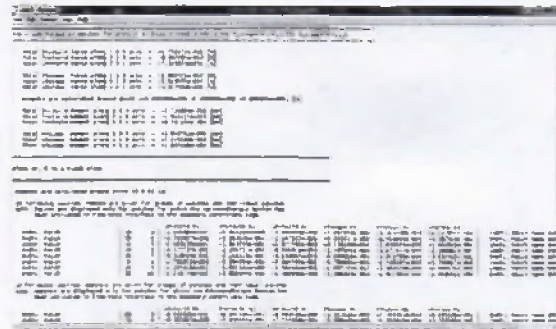
Kondisi batas *blade* helicopter pada waktu proses memasukan hasil meshing ke dalam layar FINE adalah sebagai berikut:

- a. Sudut serang blade : 8°
- b. Putaran *blade* : 1300 RPM, 1400 RPM, 1500 RPM.
- c. *Sweep Back* : 0°, 5°, 10°, 15°
- d. *Density* : 1.225 km/m³
- e. *Pressure* : 101325 N/m²
- f. *Temperatur* : 293.0 °K
- g. *Viscosity* : 1.79 × 10⁻⁵ Pa·s

Iterasi Nilai axial thrust. Pada proses *iterasi* juga dapat dilihat pergerakan *blade* helikopter dengan cara mengaktifkan *CFView*. Pada tahapan ini dapat dipantau *Axial thrust*. Jika proses *iterasi* telah selesai maka dapat dilihat hasil grafik *Axial thrust* pada *CFView* dan hasil perhitungannya pada *filewall* yang dibuka dengan notepad seperti yang terlukis pada Gambar 13 dan 14.



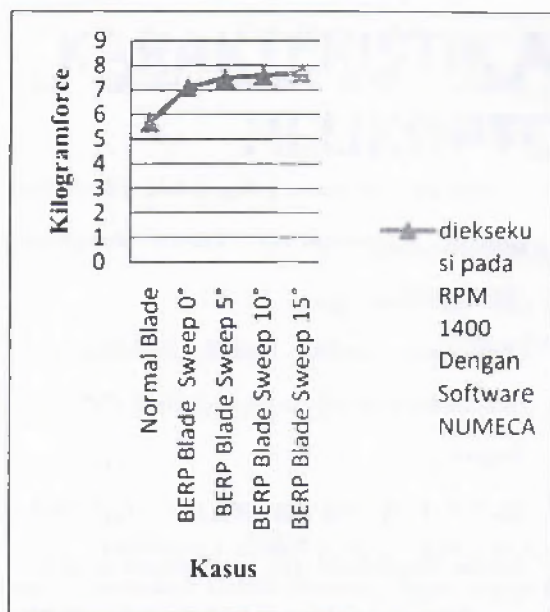
Gambar 13. Tampilan Pada CFView Axial Thrust.



Gambar 14. Hasil Perhitungan Wall yang dibuka dengan Notepad.

Tabel 4. Hasil Komputasi Aerodinamik Normal *Blade* dan *BERP Blade*.

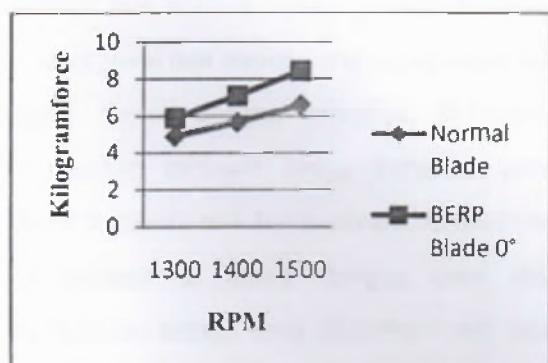
No	Jenis	RPM	Axial Thrust (kgf)
1	Normal Blade	1400	5.67
2	BERP Blade Sweep 0°	1400	7.09
3	BERP Blade Sweep 5°	1400	7.48
4	BERP Blade Sweep 10°	1400	7.58
5	BERP Blade Sweep 15°	1400	7.69



Gambar 15. Grafik Hasil Perhitungan Aerodinamik Normal Blade dan BERP Blade.

Tabel 5. Hasil Komputasi Aerodinamik Perbandingan RPM Normal Blade dan BERP Blade 0°.

No	RPM	Axial Thrust Normal Blade (kgf)	Axial Thrust BERP Blade 0° (kgf)
1	1300	4.89	5.91
2	1400	5.67	7.09
3	1500	6.6	8.45



Gambar 16. Grafik Hasil Perhitungan Aerodinamik Perbandingan RPM pada Normal Blade dan BERP Blade 0°.

KESIMPULAN

Berdasarkan analisa dari hasil penelitian maka dapat diambil kesimpulan antara lain:

1. Karakteristik aerodinamik pengaruh penambahan *BERP blade* pada main rotor helikopter Synergy N9 guna mengurangi *vortex* yang terjadi di daerah tip dengan mengaplikasikan nilai RPM sebesar 1400 dapat mengurangi tip *vortex* yang ditandai oleh meningkatnya *axial thrus* dari awalnya 5,67 kgf pada *normal blade* meningkat menjadi 7,09 kgf pada *BERP blade* dengan *Sweep back* 0°.
2. Penambahan sudut *BERP blade* dari 0° sampai 15° dapat meningkatkan *axial thrust* dari 7,09 kgf sampai 7,69 kgf.

DAFTAR PUSTAKA

1. Benson, Tom. 2008. *Shed vortex*. National Aeronautics and Space Administration.
2. Fouz, Infaz. 2001. *Fluid Mechanics*. Oxford: Mechanical Engineering Dept
3. Ira H. Abbott, Albert E. Von Doenhoff: Theory of Wing Sections: including a Summary of Airfoil Data. Dover Publications, New York 1959, ISBN 978-0-486-60586-9
4. Jermy, M. 2005. *Fluid Mechanics A Course Reader*. Canterbury: Mechanical Engineering Dept
5. Kida, Shigo. 2001. "Life, Structure, and Dynamical Role of Vortical Motion in Turbulence". IUTAM Symposium on Tubes, Sheets and Singularities in Fluid Dynamics. Zakopane, Poland.
6. Krause, Jason. 2006. *Synergy R/C helicopter*.
7. Leishman, Gordon J. 2006. *ENAE 632 --The British Experimental Rotor Program (BERP) Blade*.
8. Leishman, Gordon J. 2006. *Principles of Helicopter Aerodynamics*. United States of America.
9. Spalart, P. R. and Rumsey, C. L., "Effective Inflow Conditions for Turbulence Models in Aerodynamic Calculations," *AIAA Journal*, Vol. 45, No. 10, 2007, pp. 2544-2553.
10. U.S. Dept. Of Transportation. 2001. *Rotorcraft Flying Handbook, FAA Manual H-8083-21*. Washington, DC: Flight Standards Service, Federal Aviation Administration.