

Simulasi Numerik *Anti-Icing* Pada Model Bilah Propeler Pesawat Cessna 208B

Kawia Afifa Hapsari¹, Sugianto²
Jurusan Teknik Mesin, Politeknik Negeri Bandung^(1,2)
kawia.afifa.aer18@polban.ac.id¹, sugianto@polban.ac.id²

Abstract

This journal will simulate anti-icing on the propeller blades in 2D. The anti-icing system used is the thermal electric method. Simulations were carried out at sea level, on the root blade airfoil with variations ranging from -12° to $+40^{\circ}$ with an interval of 2° , except at -1° to $+3^{\circ}$ which has an interval of 1° .

The process used to solve these problems is the Computational Fluid Dynamics (CFD) method. The software used is Ansys Gambit and Ansys Fluent. Ansys Gambit is used to create geometric objects, while Ansys Fluent is used to simulate the object. The results that will be obtained from this simulation are aerodynamic coefficient curves to α , C_p curves to position, temperature curves to position, and the distribution of temperature for each α , whose values are represented by different colored contours.

Keywords : Numerical simulation, anti-icing, propeller, Cessna.

1. PENDAHULUAN

Pesawat sebagai salah satu moda transportasi, tentunya harus dapat mengutamakan keselamatan penumpangnya. Salah satu faktor yang dapat membahayakan penerbangan adalah lingkungan karena pesawat beroperasi pada berbagai ketinggian. Pada ketinggian dan kondisi tertentu yang dikenal dengan kondisi *icing*, es dapat terbentuk pada berbagai komponen pesawat. Secara umum, *icing* dapat disebabkan karena pesawat menghadapi awan dengan tetesan air yang sangat dingin dan konsentrasi kristal es yang tinggi saat penerbangan, maupun karena pesawat telah terkontaminasi sebelum lepas landas (Cao, Tan, dan Wu, 2018).

Propeler sebagai salah satu komponen utama dalam menghasilkan gaya dorong akan sangat berpengaruh pada keselamatan penerbangan apabila fungsinya terganggu, termasuk akibat adanya pembentukan es pada bilahnya. Hal itu menjadi penting karena pembentukan es pada propeler dapat mengakibatkan penurunan efisiensi propeler seperti yang telah dibuktikan oleh Busch dan Bragg (2010). Selain itu, terbentuknya es pada bilah propeler juga dapat mengakibatkan ketidakseimbangan beban pada bilah yang dapat menimbulkan vibrasi yang merusak propeler. Demi mengutamakan keselamatan penerbangan, maka terdapat sistem *anti-icing* pada propeler untuk menghindari hal tersebut.

Pada sistem *anti-icing*, terdapat beberapa parameter penting yang perlu diperhatikan. Laoh (2015) dalam penelitiannya menggunakan beberapa parameter yang antara lain adalah temperatur, kecepatan, fluks panas, dan parameter lainnya. Selain itu, terdapat pula berbagai metode untuk mengontrol es pada pesawat, namun metode yang dapat digunakan pada sistem *anti-icing* propeler hanya dua yaitu dengan bahan kimia dan listrik termal.

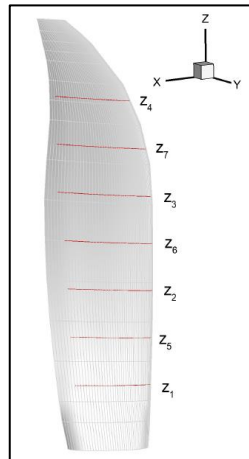
Berdasarkan pemaparan di atas, dirasa perlu untuk mensimulasikan fenomena *anti-icing* pada bilah propeler. Oleh karenanya jurnal ini diberi judul “Simulasi Numerik *Anti-Icing* Pada Model Bilah Propeler Pesawat Cessna 208B”. Adapun metode *anti-icing* yang digunakan dalam simulasi ini adalah metode listrik termal.

2. TINJAUAN PUSTAKA

Geometri Bilah Propeler

Laoh (2015) dalam penelitiannya yang berjudul “*Numerical Simulation of Ice Accretion on a Propeller Blade*” melakukan simulasi untuk studi kasus penambahan es pada bilah propeler. Namun selain berfokus pada hal tersebut, ia juga secara singkat membahas mengenai metode perlindungan terhadap es pada bilah propeler. Pada pembahasan mengenai analisis *anti-icing*, dijelaskan bahwa penambahan es dari penelitian tersebut sangat tinggi dan akan menurunkan kinerja propeler secara signifikan sehingga propeler perlu dilindungi agar tidak terbang dalam kondisi tersebut. Pada simulasi penambahan es yang telah dilakukan, diketahui bahwa es yang terbentuk akan semakin meningkat ke arah bagian luar bilah propeler. Namun, simulasi tersebut juga menunjukkan bahwa daya yang diperlukan untuk mencegah pembentukan es tidak berhubungan langsung dengan jumlah es yang terbentuk karena terdapat faktor lain yang memengaruhinya.

Pada penelitian tersebut, bilah propeler dibagi menjadi tujuh irisan seperti ditunjukkan pada Gambar 1. Kemudian dilakukan simulasi secara 2D pada profil airfoil dari setiap irisannya untuk mendapatkan bidang aliran udara di sekitar bilah. Adapun karakteristik aliran yang digunakan dan parameter setiap irisan untuk simulasi tersebut dijelaskan pada Tabel 1.



Gambar 1. Irisan geometri bilah propeler.

Tabel 1. Karakteristik aliran untuk bidang aliran 2D propeler.

Property	Value
a	339.12 m/s
T	286.12 K
ρ	1.190 kg/m ³
U_{∞}	102.89 m/s

Selanjutnya bilah propeler diberikan daya pemanas untuk sistem *anti-icing*. Jumlah daya yang diberikan pada setiap irisan bilah propeler ditunjukkan pada Tabel 2.

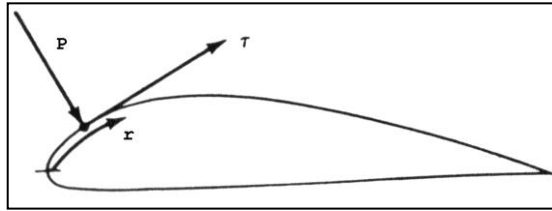
Tabel 2. Jumlah daya yang diberikan pada setiap irisan.

Slice	z_1	z_2	z_3	z_4	z_5	z_6	z_7
Power added (W/m)	15546	15286	15503	15700	14383	15561	14468

Berdasarkan hasil tersebut, dapat diketahui jumlah daya yang dibutuhkan untuk sistem *anti-icing* bilah propeler pada penelitian tersebut, yakni secara umum sebesar 15kW/m yang diaplikasikan pada tepi depan bilah dan 15% panjang *chord*.

Koefisien Aerodinamika

Jika airfoil yang merupakan potongan bilah propeler dilalui udara dengan kecepatan dengan bilangan Mach M_∞ dan memberikan tekanan P dan tegangan geser τ pada setiap titik pada kontur (permukaan) airfoil, seperti tampak pada Gambar 2.



Gambar 2 Distribusi tekanan dan tegangan geser pada permukaan airfoil

Maka, distribusi koefisien tekanan (pressure coefficient) C_P dan distribusi koefisien geser permukaan (skin friction coefficient) C_f , dapat dituliskan sebagai berikut

$$C_P = \frac{P - P_\infty}{\frac{1}{2} \rho U_\infty^2} \quad (1)$$

$$C_f = \frac{\tau}{\frac{1}{2} \rho U_\infty^2} \quad (2)$$

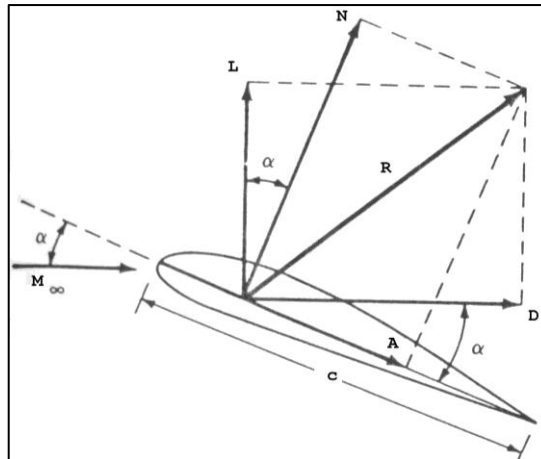
Dengan mengintegrasikan distribusi C_P dan C_f dari leading edge sampai trailing edge airfoil, akan diperoleh koefisien normal C_n dan koefisien aksial (sejajar) C_a terhadap chordline, serta koefisien momen C_m , yang dapat dituliskan sebagai berikut

$$C_n = \frac{1}{c} \int_0^c (C_{P,lower} - C_{P,upper}) dx + \frac{1}{c} \int_0^c \left(C_{f,upper} \frac{dy_{upper}}{dx} + C_{f,lower} \frac{dy_{lower}}{dx} \right) dx \quad (3)$$

$$C_a = \frac{1}{c} \int_0^c \left(C_{P,upper} \frac{dy_{upper}}{dx} - C_{P,lower} \frac{dy_{lower}}{dx} \right) dx + \frac{1}{c} \int_0^c (C_{f,upper} + C_{f,lower}) dx \quad (4)$$

$$C_m = \frac{1}{c^2} \int_0^c (C_{P,upper} - C_{P,lower}) x dx - \frac{1}{c^2} \int_0^c \left(C_{f,upper} \frac{dy_{upper}}{dx} + C_{f,lower} \frac{dy_{lower}}{dx} \right) x dx + \frac{1}{c^2} \int_0^c \left(C_{P,upper} \frac{dy_{upper}}{dx} + C_{f,upper} \right) y_{upper} dx + \frac{1}{c^2} \int_0^c \left(C_{f,lower} - C_{P,lower} \frac{dy_{lower}}{dx} \right) y_{lower} dx \quad (5)$$

Berdasarkan persamaan (3) dan (4) serta Gambar 3,



Gambar 3 Hubungan Gaya normal, aksial dengan gaya angkat dan gaya hambat.

maka koefisien gaya angkat (*lift coefficient*) c_l , koefisien gaya hambat (*drag coefficient*) c_d dapat dituliskan sbagai berikut

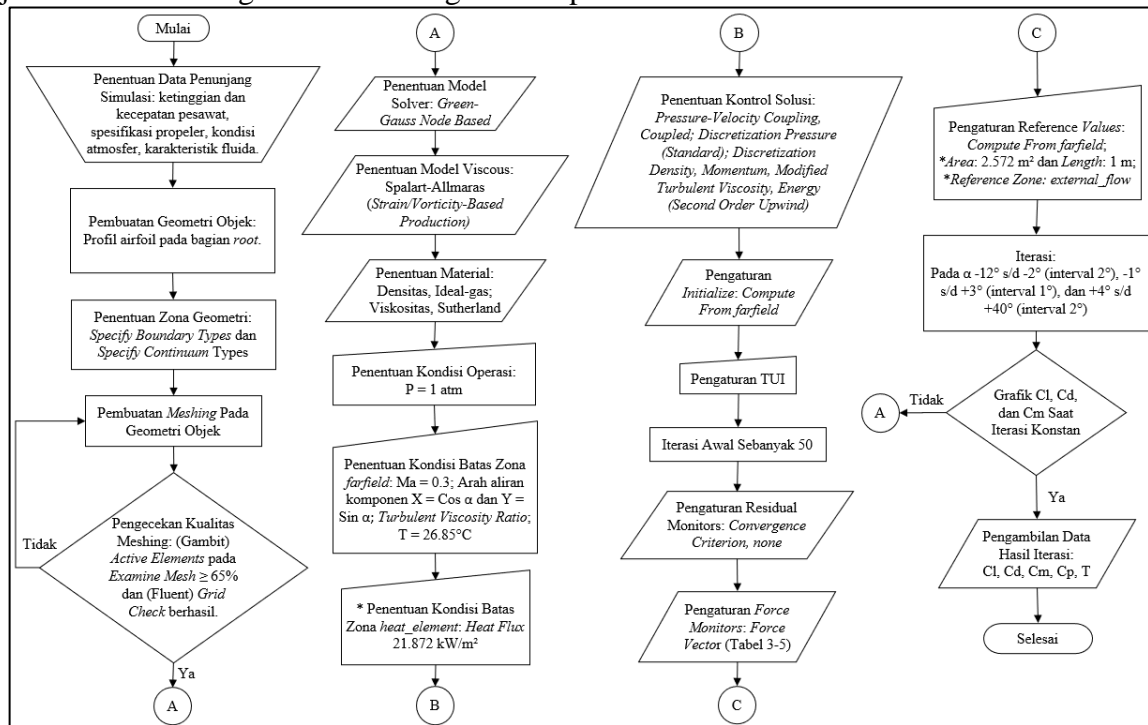
$$c_l = c_n \cos\alpha - c_a \sin\alpha \tag{6}$$

$$c_d = c_n \sin\alpha + c_a \cos\alpha \tag{7}$$

$$c_{m,1/4\text{chord}} = c_m - \frac{1}{4} c_l \tag{8}$$

3. METODE PENELITIAN

Metode yang digunakan untuk menyelesaikan permasalahan dalam penelitian ini dijelaskan secara singkat melalui diagram alir pada Gambar 4.



Keterangan: *Dengan Anti-Icing

Gambar 4 Diagram alir penyelesaian penelitian

Penentuan Parameter Data Penunjang

Terdapat beberapa data awal yang didapatkan pada penelitian ini. Propeler pada pesawat yang digunakan adalah propeler McCauley, yang memiliki diameter maksimal 106 inch dan panjang bilah 45 inch. Propeler tersebut memiliki 3 bilah dengan material *solid forged aluminum*. Sedangkan daya pemanas yang digunakan berdasarkan pustaka adalah sebesar 15 kW/m dengan pemanas sepanjang 60% bilah, dan diterapkan mulai dari *leading edge* hingga 15% *chord*. Adapun data model bilah propeler yang digunakan pada simulasi ini didapatkan dengan mengunduhnya pada situs *grabcad.com*. Selain data awal tersebut, ada pula data yang perlu diinput pada perangkat lunak Fluent untuk menyelesaikan permasalahan dalam penelitian ini. Data-data tersebut dijelaskan melalui Tabel 3.

Tabel 3. Data penunjang yang diinput pada *Fluent*.

Data Penunjang Simulasi	
Jenis fluida	Udara
Model <i>viscous</i>	Spalart-Allmaras
Tekanan atmosfer	1 atm
Temperatur atmosfer	26.85°C
Bilangan Mach	0.3
Fluks panas elemen pemanas	21.872 kW/m ²

Pembuatan Geometri Wilayah Simulasi

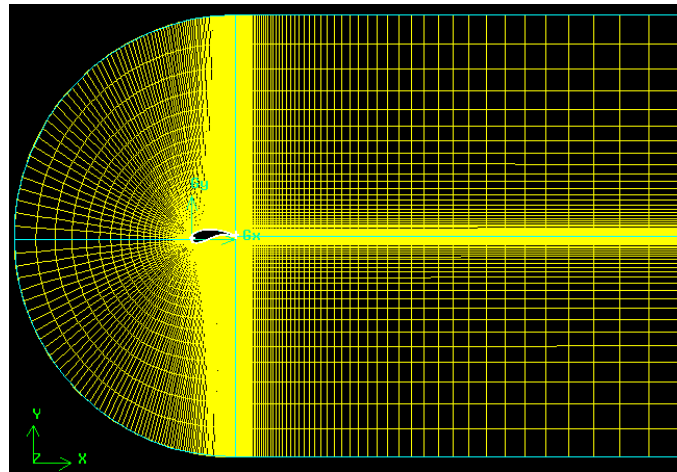
Tahap yang dilakukan setelah memperoleh data penunjang simulasi yakni pembuatan geometri objek. Profil airfoil didapatkan dari penampang irisan bilah bagian *root*. Kemudian dilanjutkan dengan pembuatan ruang komputasi dengan bentuk CH. Setelah itu, dilakukan pengklasifikasian zona batas pada geometri objek tersebut, seperti pada Tabel 4 dan Tabel 5. Terakhir, dilanjutkan dengan pembuatan *meshing* dengan tipe elemen *quad*, yang hasilnya dapat dilihat pada Gambar4.

Tabel 4. Klasifikasi zona Specify Boundary Types.

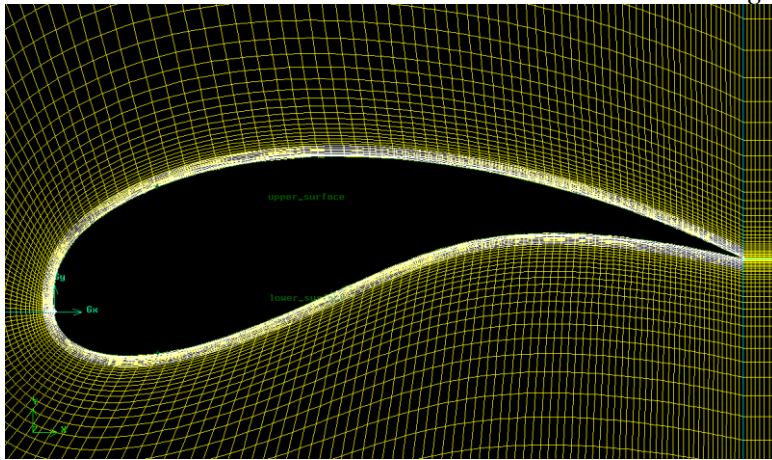
Nama	Tipe Zona
farfield	PRESSURE_FAR_FIELD
upper_surface	WALL
lower_surface	WALL
*heat_element	WALL

Tabel 5. Klasifikasi zona Specify Continuum Types.

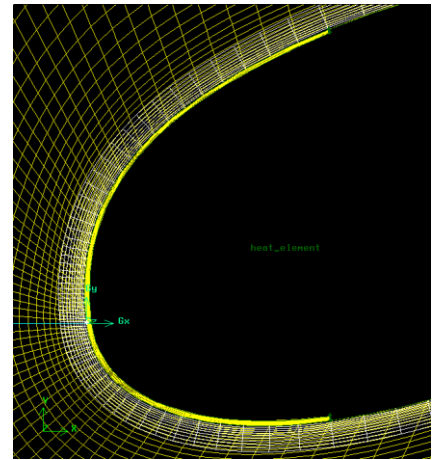
Nama	Tipe Zona
external_flow	FLUID
*new_heat_element	SOLID



a. Keseluruhan *meshing*



b. *Meshing* airfoil WAI



c. *Meshing* elemen pemanas untuk airfoil AI

Gambar 5. Hasil *meshing* pada geometri wilayah simulasi.

Definisi Kondisi Batas dan Model Aliran

Tahapan berikutnya dari proses simulasi adalah melakukan definisi kondisi batas dan penggunaan model aliran pada wilayah simulasi yang telah di *meshing* serta proses iterasi sesuai Tabel 6.

Tabel 6. Pengaturan Fluent yang digunakan.

Langkah Pengerjaan	Pengaturan
Menentukan model penyelesaian	<i>Solver: Pressure Based</i>
Menentukan jenis aliran fluida	<i>Gradient Option: Green-Gauss Node Based</i>
Menentukan sifat material	<i>Spalart-Allmaras (Strain/Vorticity-Based Production)</i>
Menentukan kondisi batas	Densitas: Ideal-gas Viskositas: Sutherland (Zona <i>farfield</i>) <i>Turbulence Specification Method: Turbulent Viscosity Ratio; Ma = 0.3; X = cos α; Y = sin α; T = 26.85°C.</i> *(Zona <i>heat_element</i>) <i>Thermal Conditions: Heat Flux = 21.872 kW/m²</i>
Menentukan kontrol solusi	<i>Pressure-Velocity Coupling: Coupled</i> <i>Pressure (Standard)</i> <i>Density (Second Order Upwind)</i> <i>Momentum (Second Order Upwind)</i> <i>Modified Turbulent Viscosity (Second</i>

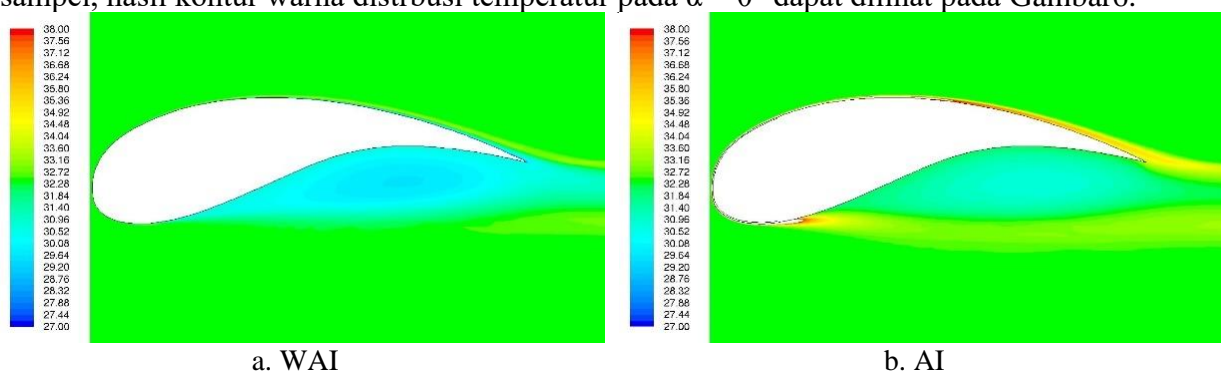
	<i>Order Upwind</i>
	<i>Energy (Second Order Upwind)</i>
	<i>Options: Print, Plot, dan Write</i> diaktifkan
Mengatur monitor gaya	<i>Wall Zones: lower_surface dan upper_surface</i>
	<i>Force Vector: sesuai</i>
	Tabel
	<i>Compute From: farfield</i>
Mengatur nilai referensi	* <i>Area: 2.572 m² dan Length: 1 m</i>
	* <i>Reference Zone: external_flow</i>
Proses iterasi	Iterasi sampai kurva C_l , C_d , C_m mencapai nilai konstan
Pengambilan data	Nilai C_l , C_d , C_m ; distribusi temperatur terhadap posisi dan kontur warna; nilai C_p terhadap posisi

Tabel 7. Vektor koefisien gaya.

Koefisien Gaya	Vektor Gaya	
	X	Y
<i>Lift</i>	-Sin α	Cos α
<i>Drag</i>	Cos α	Sin α
<i>Moment</i>	0.25	0

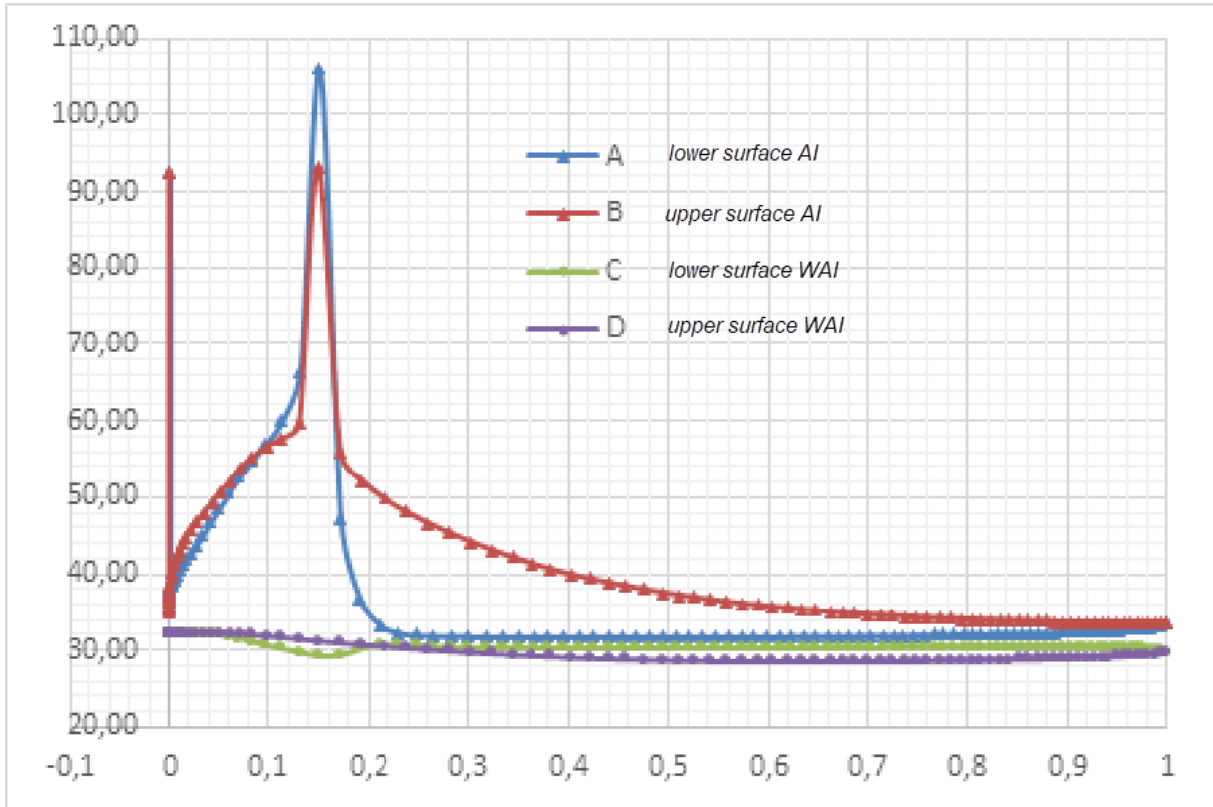
4. HASIL PENELITIAN DAN PEMBAHASAN

Simulasi yang dilakukan terhadap airfoil *root* pada kondisi permukaan laut memiliki 2 kondisi yakni WAI dan AI, dengan 30 variasi α mulai dari -12° sampai dengan $+40^\circ$. Sebagai sampel, hasil kontur warna distribusi temperatur pada $\alpha = 0^\circ$ dapat dilihat pada Gambar 6.



Gambar 6 Distribusi temperatur total pada $\alpha = 0^\circ$.

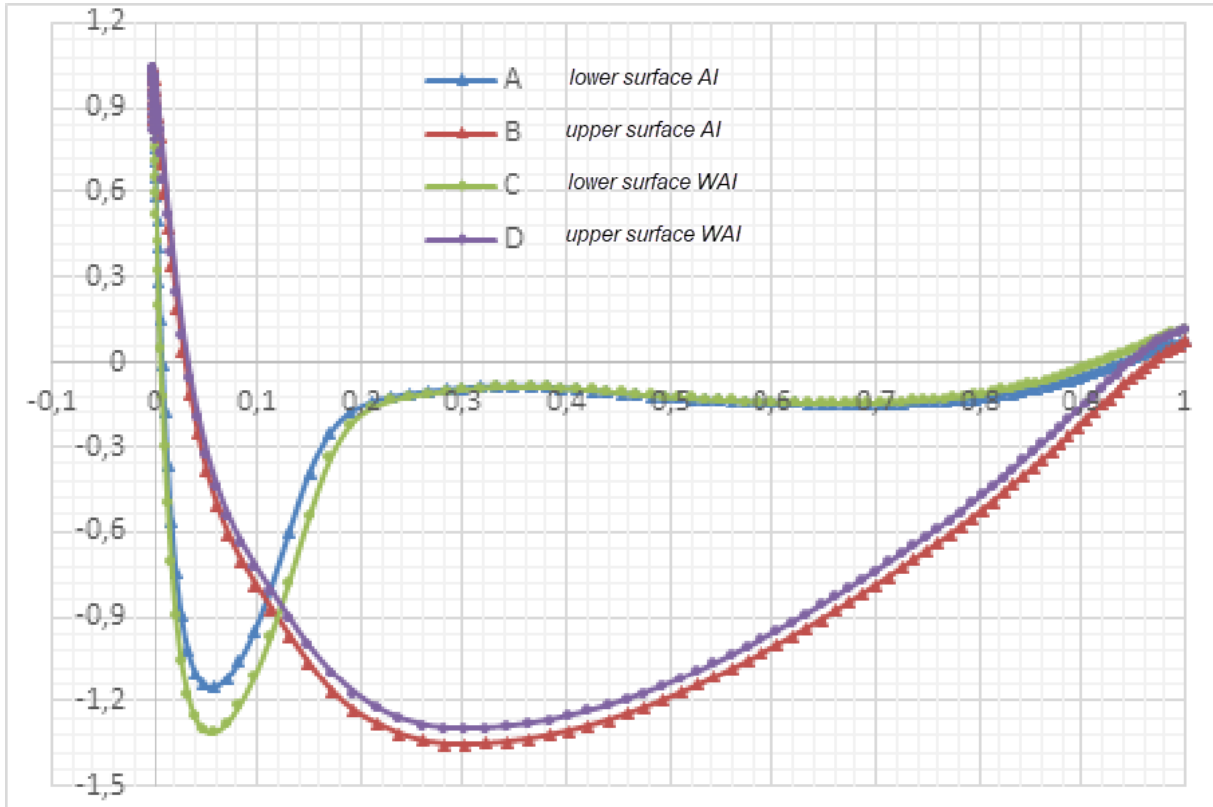
Berdasarkan Gambar 6, dapat dilihat bahwa distribusi temperatur pada airfoil WAI dan AI terdapat perbedaan. Temperatur di sekitar airfoil AI jelas lebih tinggi dibandingkan dengan airfoil WAI, yang dapat dilihat dengan distribusi warna yang berbeda pada udara di sekitar airfoil. Hal tersebut merupakan dampak dari adanya *anti-icing* pada profil airfoil. Warna yang berbeda pada gambar kontur tersebut merepresentasikan nilainya masing-masing, mulai dari warna biru tua dengan nilai terendah hingga warna merah dengan nilai tertinggi. Nilai perbedaan distribusi temperatur pada profil airfoil tersebut dapat diketahui lebih jelas melalui Gambar 7,



Gambar 7. Kurva distribusi temperatur total pada airfoil WAI dan AI, pada $\alpha = 0^\circ$.

Berdasarkan Gambar 7, dapat diketahui bahwa pada nilai temperatur tertinggi pada airfoil AI adalah 105.92°C yang berada pada jarak 0.15 m *lower surface*, sedangkan nilai temperatur tertinggi pada bagian upper surface adalah 93.19°C yang berada pada posisi 0.15 m. Hal tersebut berarti bahwa panas paling tinggi diberikan pada posisi 15% *chord* dari profil airfoil. Selain itu, panas yang cukup tinggi juga berada pada posisi 0 m atau pada *leading edge* profil airfoil, yakni sebesar 92.31°C . Dapat dilihat pula bahwa perbedaan temperatur pada permukaan airfoil WAI jauh lebih rendah dibandingkan dengan temperatur pada permukaan airfoil AI. Temperatur pada profil airfoil WAI hanya berkisar antara 28°C sampai dengan 32°C .

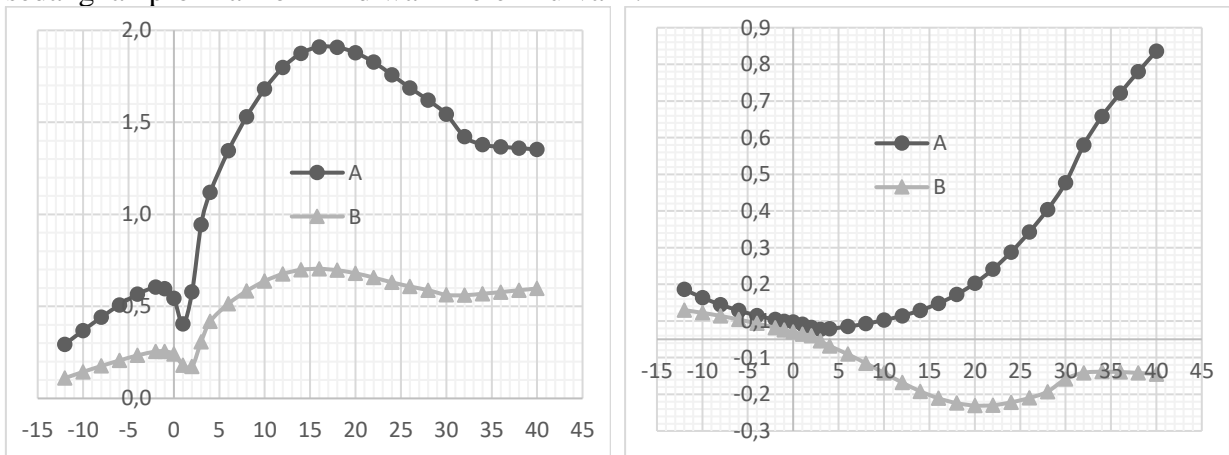
Adapun nilai koefisien tekanan atau C_p dari hasil simulasi pada kondisi permukaan laut dengan variasi WAI dan AI dapat dilihat pada Gambar 8. Pada kurva tersebut, sumbu x mewakili posisi, sedangkan sumbu y mewakili nilai C_p ,



Gambar 8. Nilai C_p terhadap posisi (m).

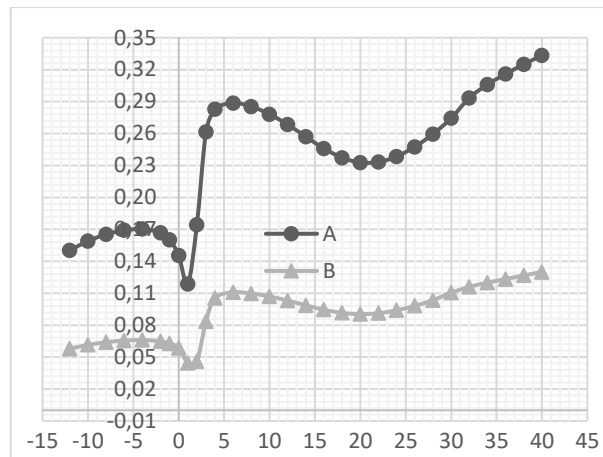
Berdasarkan Gambar 8, dapat terlihat bahwa terdapat perbedaan nilai C_p antara airfoil WAI dan AI. Pada profil airfoil bagian *lower surface*, nilai C_p untuk airfoil AI (kurva A) memiliki nilai lebih tinggi dari airfoil WAI (kurva C) hingga posisi 0.2 m, sedangkan pada posisi selanjutnya C_p pada airfoil WAI memiliki nilai yang lebih tinggi. Kemudian pada profil airfoil bagian *upper surface*, nilai C_p pada airfoil WAI (kurva D) memiliki nilai yang lebih tinggi dari airfoil AI (kurva B) dengan selisih yang cenderung sama, yang secara umum dapat dilihat dengan selisih jarak pada kedua kurva tersebut.

Hasil terakhir yang dibahas dari simulasi ini adalah nilai koefisien aerodinamika terhadap α pada kedua profil airfoil, yaitu airfoil WAI dan AI. Kurva-kurva tersebut dapat dilihat pada Gambar9. Kurva A merupakan hasil dari simulasi pada profil airfoil WAI, sedangkan profil airfoil AI diwakili oleh kurva B.



a. C_l terhadap α

b. C_d terhadap α



c. C_m terhadap α

Gambar 9. Kurva koefisien aerodinamika terhadap α .

Berdasarkan seluruh kurva pada Gambar, hasilnya menunjukkan bahwa nilai koefisien aerodinamika pada airfoil AI lebih rendah daripada airfoil WAI. Meski begitu, seluruh kurva tersebut memiliki bentuk dengan kecenderungan yang sama antara airfoil AI dan WAI, namun dengan perbedaan nilai yang relatif besar sehingga tidak ada kurva WAI dan AI yang bersinggungan.

5. KESIMPULAN DAN SARAN

Berdasarkan simulasi yang telah dilakukan pada profil airfoil penampang bilah propeler di kondisi permukaan laut, hasilnya menunjukkan bahwa adanya *anti-icing* dapat menurunkan nilai koefisien aerodinamika airfoil. Hal tersebut dapat dilihat dari perbedaan kurva nilai koefisien aerodinamika terhadap α pada airfoil WAI dan AI, dengan hasil kurva airfoil AI yang berada di bawah kurva airfoil WAI. Namun perlu diperhatikan pula bahwa hasil tersebut akan lebih akurat apabila didukung dengan data hasil eksperimen dengan kondisi yang serupa agar dapat dibandingkan.

Penurunan nilai koefisien aerodinamika tersebut diakibatkan karena adanya perubahan temperatur pada udara di sekitar airfoil yang berdampak pula pada perubahan tekanannya. Adapun selisih nilai koefisien aerodinamika yang cukup besar antara profil airfoil WAI dan AI mungkin akibat dari daya pemanas yang diberikan pada bilah propeler masih belum cukup untuk dapat mendekati nilai koefisien aerodinamika pada kondisi normal. Meski begitu, sistem *anti-icing* pada propeler tetap dibutuhkan pada kondisi yang tepat untuk mencegah pembentukan es, karena hal tersebut juga dapat memengaruhi kinerja propeler yang berdampak pula pada performa pesawat.

Adapun beberapa hal yang disarankan berdasarkan penelitian yang telah dilakukan, untuk mendapatkan hasil yang lebih baik mengenai bidang yang serupa, di antaranya sebagai berikut.

1. Dilakukan kajian informasi yang lebih mendalam mengenai daya pemanas yang digunakan beserta dimensi elemen pemanas pada bilah propeler, agar hasil yang didapatkan lebih akurat.
2. Dilakukan simulasi dengan kondisi *multiphase*, agar proses pencegahan es dapat tergambar dengan lebih jelas.
3. Dilakukan simulasi 3D, agar sebaran panas yang dihasilkan oleh elemen pemanas dapat lebih jelas terlihat di sepanjang bilah.
4. Menggunakan perangkat yang lebih kompatibel agar terhindar dari kendala teknis saat proses simulasi dilakukan.

6. DAFTAR PUSTAKA

- _____, 2006, *Fluent 6.3 User Guide*, Lebanon, Fluent Inc.
- _____, 2016, *Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge*, Oklahoma, Federal Aviation Administration.
- Albaali, Ghani dan Mohammed M. Farid, 2006, *Fundamentals of Computational Fluid Dynamics*, _____: Researchgate.
- Busch, Greg dan Michael Bragg, 2010, *Computational Prediction of Propeller Performance in Icing Conditions*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.
- Cao, Yihua; Wenyuan Tan; Zhenlong Wu, 2018, *Aircraft Icing: An ongoing threat to aviation safety*, Elsevier Masson SAS.
- Kreith, Frank; Raj M. Manglik; dan Mark S. Bohn, 2011, *Principles of Heat Transfer, Seventh Edition*, Amerika Serikat, Cengage Learning.
- Laoh, Thomas, 2015, *Numerical simulation of ice accretion on a propeller blade*, Utrecht, University of Twente.
- Munson, Bruce R.; Donald F. Young; Theodore H. Okiishi; dan Wade W, 2009, *Fundamentals of Fluid Mechanics, Sixth Edition*, Amerika Serikat, John Wiley & Sons, Inc.
- Nugroho, Yohanes Sinung dan Singgih Satrio Wibowo, 2020, *Propulsi Pesawat Udara*, Bandung, Politeknik Negeri Bandung.