# BAB II TINJAUAN PUSTAKA

#### 2.1 Penelitian Terdahulu

Dalam penelitian aerodinamika pada *Airbus* A380 pada *High-lift Multi Element* dengan analisa CFD mendapatkan hasil yang linier, dimana semakin besar *angle of attack* dari *airfoil* maka semakin besar pula nilai koefisien *angkat*. Kondisi tersebut diambil ketika *slat* dan *flap* terbuka, dan ketika nilai koefisien angkat meningkat makan akan diikuti nilai koefisien hambat yang semakin besar pula [2].

Dalam penelitian Overflow Turbulence Modeling Resource Validation Result milik NASA (2016), airfoil NACA 0012 dengan Re = 6.000.000 tanpa tambahan slat ataupun flap mendapat hasil yang linier. Semakin besar sudut serang maka semakin besar koefisien angkat dan koefisien hambat yang didapatkan. Pada sudut serang 0° mendapat koefisien hambat sebesar 0.00819 dan koefisien angkat  $\approx$  0, untuk sudut serang 10° mendapat koefisien hambat sebesar 0.01231 sedangkan untuk koefisien angkat 1.0909, dan pada sudut serang 15° mendapat koefisien hambat sebesar 0.02124 sedangkan untuk koefisien angkat sebesar 1.5461 [3].



Gambar 2. 1 Boundary condition NACA 0012 penelitian NASA [4]

Pada penelitian studi perbandingan kontrol separasi aliran menggunakan *suction* dan *blowing* over sebuah *airfoil* dengan atau tanpa *flap* pada *airfoil* NACA 0012 mendapatkan hasil koefisien hambat dan koefisien angkat yang berbeda jauh. Untuk *airfoil* NACA 0012 dengan sudut serang 16° tanpa *flap* mendapat hasil koefisien hambat sebesar 0.093 dan koefisien angkat sebesar 0.0974. Sedangkan *airfoil* dengan *deflecting flap* sebesar 30° mendapat hasil koefisien hambat 0.520 dan koefisien angkat sebesar 1.171. Hal ini membuktikan bahwa *deflecting flap* berpengaruh cukup besar pada aerodinamika *airfoil* [5].

Dalam penelitian analisis *airfoil* NACA 0015 sebagai *horizontal stabilizer* dengan variasi jarak *gap* berbasis CFD, perubahan *gap* dan *flap* sangat berpengaruh terhadap nilai koefisien angkat. Analisa tersebut dilakukan dengan melihat kontur tekanan dan kecepatan pada sebuah *airfoil*. Konfigurasi *horizontal stabilizer* yang diterapkan adalah *plain flap* dengan variasi *gap* sebesar 1,75%, 2%, dan 2,25% dari panjang total *chord*, serta Panjang dari defleksi *flap* adalah 35% dari panjang total *chord*. Hasil penelitian menunjukkan bahwa tanpa adanya penambahan *gap* dan defleksi *flap* nilai koefisien angkat mengalami kenaikan akibat adanya penambahan defleksi elevator. Saat sudut serang horizontal *stabilizer* 2° dengan defleksi elevator sebesar 20°, maka nilai Cl terbesar dihasilkan oleh variasi dengan jarak *gap* 1,75% yaitu sebesar 0,93. Ketika sudut serang horizontal *stabilizer* sebesar 10° dengan defleksi elevator sebesar 20°, Cl terbesar terjadi pada *gap* 2% yaitu sebesar 1,83 [6].

No	Author	Judul	Metode			Hasil			Citasi
				Variasi	Sudut Serang (α)	Modifikasi	CI	Cd	
	Tri Hartanto	Analisa Aerodinamika Flap dan	Penelitian ini	V = 80	-8		-0.164	0.185	[1]
		Slat Pada Airfoil NACA 2410 Terhadap Koefisien Lift dan	membandingkan karakteristik <i>Airfoil</i> NACA	m/s		<i>flap</i> dan <i>slat</i>	0.217	0.679	
		Koefisien Drag dengan Metode	2410 dengan variasi flap	C P	-2		0.006	0.160	
		(2015) (2015)	dan Cd pada berbagai	S		<i>flap</i> dan <i>slat</i>	0.503	0.917	
			macam sudut serang menggunakan CFD	, I	0		0.057	0.177	
		) R		Λ		<i>flap</i> dan <i>slat</i>	0.635	0.995	
		0		Jŀ	5		0.198	0.238	
		G		14		<i>flap</i> dan <i>slat</i>	0.198	1.111	
		0			10		0.378	0.322	
		*				<i>flap</i> dan <i>slat</i>	0.378	1.297	
5	Dennis C. Jespersen, Thomas H. Pulliam.	Overflow Turbulence Modeling Resource Validation Result	Penelitian ini bertujuan untuk memberi validasi	Re = 6000000	0		0 ≈	0.008	[3]
	dan Marissa L. Childs	(2016)	model terhadap <i>airfoil</i> NACA 0012 dengan LArc		10		1.091	0.012	
		H	milik NASA menggunakan metode CFD		15		1.546	0.021	

Tabel 2.1 Penelitian Terdahulu

Citasi		[2]									
	Cd	0.110	-0.170	-0.590	-1.160	-1.650	0.870	0.070	-0.700	-1.600	2.630
	CI	4.640	7.860	10.210	12.820	14.400	21.570	25.010	26.950	28.100	29.620
Hasil	Modifikasi	sudut <i>flap</i> 0°	sudut <i>flap</i> 0°	sudut <i>flap</i> 0°	sudut flap 0°	sudut <i>flap</i> 0°	sudut <i>flap</i> 16°				
	Sudut Serang (α)	0	8.53	015	20	25	0	8.53	15	20	25
	Variasi	V = 280 km/h		1 <u> </u>  -		•		n,			
Metode		Jurnal ini meneliti tentang perubahan nila Cl dan Cd	dengan sudut serang yang bervariasi serta variasi slat dan flor yang terbuka	menggunakan metode CFD					DIYAH		
Judul		Aerodynamic CFD Analysis On High-Lift	Multi-Element Wing Of Airbus A380 (2014)	2 N	0 F	20	G				
Author		Pavani B. Srikavya, dan Srinivasa Rao									
No		3									

Citasi		[4]												
	Cd	0.011	0.012	0.012	0.014	0.157	0.019	0.023	0.029	0.038	0.051	0.069	0.083	0.095
	CI	0.480	0.600	0.710	0.940	1.150	1.350	1.530	1.670	1.770	1.820	1.830	1.810	1.800
Hasil	Modifikasi													
	Sudut Serang (α)	0	1	2	4	9	8	10	12	14	16	18	19	20
	Variasi	Re = 4	A L	SP	5				4	14				
Metode		Tujuan dari analisa ini	efektifitas flap dengan	overlap menggunakan							シアて・シン			
Judul		Analisa Performansi Flap	Perubahan Gap Dan Overlap Di DT Discontere Indonesis (2016)				R	0	G	0	×			
Author		Triawan Ramadhan												
No		4												

Citasi	1	[5]		[6]			_		_	_	-
	Cd	0.093	0.520	0.010	0.010	0.010	0.010	0.010	0.010	0.030	0.050
	G	0.097	1.171	0.210	0.430	0.640	0.850	1.050	1.200	1.510	1.520
Hasil	Modifikasi		flap								
	Sudut Serang (a)			2	4	9	8	10	12	16	18
	Variasi	$Re = 5x10^5$		mach		H					
Metode		Penelitian ini membandingkan karakteristik <i>airfoil</i> dengan atau tanpa <i>flap</i> terhadap nilai	Cl dan Cd, menggunakan metode CFD URANS	Tujuan penelitian ini adalah	untuk mengetanut peroectaan nilai Cl dan Cd terhadap perubahan <i>yan</i> elevator dengar	metode CFD			NDIYA,		
Inbut		Comparative study of flow separation control using suction and blowing over	an <i>airfoil</i> with/without <i>flap</i> (2019)	Airfoil Analysis Of Naca	0015 AS HORIZONIAI Stabilizer With Variations Of Gan Distance Based On	Computational Fluid Dynamics (2017)	с <sup>0</sup>	*			
Author		Esmael Fatahian, Ali L. Nichkoochi, Hesammodin Salarian,	and Jahanfar Khaleghinia	Mohammad Adenan							
No		s [		9							

Citasi		[6]						[10]			
	Cd	0.012	0.015	0.026	0.060	0.069	0.057	0.001	0.001	0.000	0.000
	CI	0.095	0.256	0.405	0.463	0.512	0.476	0.000	0.000	0.000	0.001
sil	Modifikasi							Airfoil NACA 6409		Airfoil NACA 4412	
Ha	Sudut Serang (α)	0	3	9	6	12	15	0	5	0	5
	Variasi	Re = 179327.52	A	S			4	Laminar <i>flow</i> velocity = 1 ms-			
Metode	INIVE	Tujuan dari analisa ini adalah untuk	mengetahui efektifitas airfoil NACA 0012	menggunakan metode CFD				Tujuan dari analisa ini adalah untuk	mengetahui perbedaan nilai CI dan Cd dari	Airfoil NACA 4412 dana NACA 6409 mengannakan metode	CFD
Judul		Analisa Aerodinamika <i>Airfoil</i> NACA 0012	Dengan Ansys Fluent (2014)	N	0 F	20	G	A comparative Flow Analysis of NACA 6409	and NA 4412 <i>Airfoil</i> (2014)		
Author		M. Fajri Hidayat						MD. Safayet Hossain , Muhammad Ferdous	Raiyan , Mohammed Nasir Uddin Akanda ,	Nahed Hassan Jony	
No		6						10			

Citasi		[11]															
	Cd	0.047	0.022	0.017	0.024	0.059	0.146	0.559	1.690	0.052	0.123	0.026	0.026	0.053	0.153	0.507	1.651
	CI	-0.563	0.107	0.315	0.530	1.190	2.337	3.550	4.934	-0.575	0.123	0.308	0.489	1.211	2.327	3.668	6.168
Hasil	Modifikasi	Airfoil	NACA 2412							Airfoil	NACA 2414						
	Sudut Serang (α)	-5	-1	0	1	5	10	15	20	-5	-1	0	1	5	10	15	20
	Variasi	V = 30  m/s			P	9		VI (		H,	4	5					
Metode		Tujuan Penelitian ini	adalah untuk mengetahui perbedaan nilai CI dan Cd	pada beberapa <i>airfoil</i> denoan kondisi batas vano	sama menggunakan	IIIenone CLD			3					DIYAL			
Judul		FEM/CFD analysis of	wings at different angle of attack (2020)	K				D F	2		3		×				
Author		Arnav Kulshreshtha,	Sanjeev Kumar Gupta , Piyush	Singhal													
No		11															

Citasi		[12]					[13]								
	Cd	0.399	0.410	0.451	0.519	0.613	0.022	0.024	0.027	0.030	0.034	0.018	0.021	0.023	0.027
	CI	0 ≈	0.178	0.354	0.524	0.680	0.626	0.737	0.846	0.944	1.029	0.792	0.915	1.033	1.151
Hasil	Modifikasi	gurney flap													
	Sudut Serang (α)	0	5	10	15	20	4	5	9	L	8	5	9	L	8
	Variasi	Mach	=2	< F	X <sup>e</sup>		Re =	74	12	1		Re=	600000 0		
Metode		Tujuan dari analisa ini adalah	ulluk inengetaluu peroedaan nilai Cl dan Cd dengan	penamoanan gurney juap			Tujuan dari analisa ini adalah	untuk memverinkasi data dari Airfoil NACA 63(4)-221				NDIYAA			
Judul		The effects of Gurney flap	performance of NACA 0012	airtoil in the farefied gas flow (2018)			Verification of Sliding Ratio	(CFD Analysis (2020)	G	0	*				
Author		Y. Amini , M. Liravi , E. Ladacarde	E. Izaupanan				P. K. Nigam , Nitin	I enguria and M. K. Pradhan							
No		12					13								

### 2.2 Airfoil

*Airfoil* adalah bentuk geometris yang dirancang untuk merespon aliran fluida yang mengalir melalui *airfoil*. Aliran fluida menghasilkan gaya aerodinamis pada sayap dari penjumlahan atau integral dari tekanan statik dan tegangan geser sepanjang permukaan sayap, yang menghasilkan koefisienkoefisien seperti koefisien angkat dan hambat. Nilai koefisien tersebut dan koordinat pusat titik tekanan aerodinamis merupakan nilai yang diperlukan untuk menentukan karakteristik aerodinamis dan karakteristik bentuk *airfoil*.



Untuk *airfoil* NACA, standar data telah dikeluarkan dengan karakteristik aerodinamis yang dinyatakan dalam bentuk 4 digit nomor urut dan arti dari setiap digit adalah sebagai berikut:

- a. Digit pertama: menunjukkan nilai maksimum *chamber* dalam persentase tehadap *chord*.
- b. Digit kedua: menunjukkan posisi maksimum *chamber*, yaitu 1/10 dari total *chord*.
- c. Dua Digit terakhir: menunjukkan maksimum *thickness* dalam persentase *chord*.

Berdasarkan bentuk serial number dari NACA, maka untuk *airfoil* NACA 0012 adalah simetris, yaitu dua angka pertama adalah nol, karena bentuk dari *airfoil* simetris tersebut tidak memiliki *chamber*, sedangkan *airfoil* yang asimetris untuk digit pertama tidak dimulai dengan angka nol. Dengan pengertian variabel geometris *airfoil* sebagai berikut :

- a. Leading edge (LE) adalah bagian depan airfoil.
- b. Trailling edge (TE) adalah bagian belakang airfoil.
- c. Chord (c) adalah jarak antara bagian depan dengan bagian belakang airfoil.
- d. *Chord line* adalah garis lurus yang menghubungkan bagian depan dengan bagian belakang.
- e. *Chamber line* adalah garis yang secara rata membagi permukaan atas dan bawah dari *airfoil*.
- f. Maksimum *chamber* (zc) adalah jarak maksimum antara *mean chamber line* dan *chordline*. Posisi maksimum *chamber* diukur dari bagian depan dalam bentuk persentase *chord*.
- g. Maksimum *thickness* (tmax) adalah jarak maksimum antara permukaan atas dan bawah *airfoil* yang diukur tegak lurus terhadap *chord line* [14].

#### 2.3 Flap

*Flap* adalah sebuah permukaan bergerak yang berengsel pada bagian belakang sayap pesawat. Menurunkan *flap* (defleksi ke bawah) maka akan mengurangi kecepatan *stall* pesawat. Pada beberapa pesawat seperti pesawat jet berkecepatan tinggi, *flap* ditemukan di bagian depan sayap atau biasa disebut sebagai *slat*. Perbedaannya terletak pada posisi nya, jika *flap* berada pada bagian belakang *airfoil*, sedangkan *slat* berada pada bagian depan *airfoil*. Pada *flap*, efek dari viskositas lebih besar dari pada *slat*, tetapi efek *inviscid* nya menjadi lebih kecil.



Gambar 2. 3 Defleksi Flap [5]

Defleksi *flap* adalah sudut yang terbentuk ketika *flap* pada sayap turun untuk menyesuaikan fase terbang. Defleksi *flap* ini berguna untuk menambah luas dari *chamber* sehingga gaya angkat dapat ditingkatkan tanpa mengubah sudut serang *airfoil*. Pada saat pesawat akan lepas landas dan mendarat pesawat akan menggunakan *flap* karena pada saat tersebutpesawat melaju dengan kecepatan yang rendah.

Fungsi lain dari *flap* adalah untuk mengontrol jumlah udara yang melewati sayap pesawat. Tetapi saat sudut *flap* meningkat, aliran akan terpisah, gaya angkat akan hilang, dan gaya hambat meningkat. Nilai hambat ini digunakan dalam kondisi mendaratm, hal ini karena peningkatan nilai hambat akan memperlambat pesawat saat mendarat dan memperpendek jarak landasan.

### 2.4 Gap dan Overlap

Dalam konfigurasi *flap*, terdapat elemen *Gap* dan *Overlap* diantara bagian belakang pada *airfoil*. Kedua elemen ini adalah perangkat *high-lift*. Artinya, digunakan untuk meningkatkan gaya angkat dari *airfoil*. *Gap* adalah jarak vertikal antara bagaian belakang pada *airfoil* dengan bagian depan *flap*. Jarak *Gap* digambarkan seperti dibawah ini:



Gambar 2. 4 konfigurasi gap [4]

Sedangkan untuk *Overlap* adalah jarak horizontal antara bagian belakang *airfoil* dengan bagian depan *flap*. Jarak *Overlap* digambarkan seperti dibawah ini:



Gambar 2. 5 Konfigurasi Overlap [4]

Gap dan Overlap umumnya dinyatakan dengan jarak chord/100 (% C) dan sebagai persentase dari jarak horizontal dan vertikal dari panjang chord. Gap dan Overlap meningkatkan kinerja *flap* dan meningkatkan nilai Cl dan nilai Cd. Peningkatan ini dipengaruhi oleh adanya perubahan arah kecepatan dari aliran fluida. Dengan adanya *Gap* dan Overlap, laju aliran fluida berpindah dari tekanan tinggi menuju tekanan rendah.

#### 2.5 Aliran Eksternal

Dalam dinamika fluida, aliran eksternal adalah aliran yang lapisan batasnya berkembang bebas, tanpa kendala yang disebabkan oleh permukaan yang berdekatan. Aliran eksternal memiliki efek yang sangat kental yang terbatas pada lapisan batas yang berkembang pesat di wilayah pintu masuk, atau pada lapisan geser tipis di sepanjang permukaan padat. Karenanya, akan selalu ada daerah aliran diluar lapisan batas. Di wilayah ini kecepatan dapat diabaikan. Efek ini menyebabkan lapisan batas meluas dan ketebalan lapisan batas berhubungan dengan akar kuadrat dari viskositas kinematik fluida.

Hal tersebut ditunjukkan pada gambar berikut. Saat jauh dari benda alirannya hampir tidak berwujud, itu dapat didefinisikan sebagai aliran fluida di sekitar benda yang benar-benar terendam di dalamnya.



Gambar 2. 6 Aliran Eksternal fluida [19]

#### 2.6 Computational Fluid Dynamic

Dinamika fluida komputasi, biasa disingkat CFD adalah metode untuk menganalisis fenomena yang berkaitan dengan aliran fluida, perpindahan massa, perpindahan panas, reaksi kimia, dan juga pergerakan partikel[15]. Mekanika CFD meliputi merumuskan persamaan formulasi yang sudah valid dan memilih atau mengembangkan kode komputasi untuk menerapkan metode numerik.

Kode CFD teridir dari algoritma numerik yang dapat memecahkan permasalahan aliran. Ada tiga elemen utama dalam kode tersebut, yaitu:

#### 1. Pre-Processing

Yaitu, memasukkan masalah aliran fluida ke dalam program CFD dan mengubahnya menjadi format yang sesuai untuk digunakan dalam proses *solver*. Ada beberapa langkah dalam fase ini :

- a. Pembagian daerah geomteri menjadi bagian lebih kecil.
- b. Pemilihan pada fenomena yang akan dimodelkan.
- c. Pemilihan sifat fluida.
- d. Pemilihan kondisi batas untuk sel yang berhimpitan dengan batas domain.
- e. Penyelesaian permasalahan aliran yang dapat di definisikan pada titik nodal di dalam tiap sel.
- 2. Processing atau Solver

Pada tahap ini, dibagi menjadi tiga jenis yaitu *finite difference*, *finite element*, dan *finite volume*. Ada beberapa langkah untuk metode numerik solver :

- a. Memprediksi variabel aliran yang tidak diketahui dengan fungsi sederhana.
- b. Diskritisasi permutasi prediktif menggunakan persamaan utama untuk menerapkan dan melakukan manipulasi matematis.
- c. Penyelesaian persamaan aljabar.
- 3. Post-processing

Sebuah tahap untuk memvisualisasikan hasil tahapan sebelumnya, *post-processor* semakin berkambang seiring majunya *engineering workstation* yang mempunyai fitur kemampuan grafik serta visualisasi yang cukup besar.

D O

Alat visualisasi diantaranya sebagai berikut:

- a. Domain geometris dan display.
- b. Plot vector.
- c. Plot countour.
- d. 2D dan 3D plot surface.

- e. Manipulasi tampilan (translasi, rotasi, skala, dan sebagainya).
- f. Animasi display hasil dinamik.

#### 2.6.1 Model Turbulensi

Turbulensi dikenali dengan medan kecepatan yang berfluktuasi. Fluktuasi kecepatan menyebabkan perubahan dalam berbagai besaran seperti momentum energi, dan konsentrasi partikel. Fluktuasi dapat terjadi pada ukurang yang kecil dan mempunyai frekuensi yang tinggi, sehingga membuatnya terlalu rumit dan berat untuk dihitung secara langsung dalam perhitungan teknis yang sebenarnya, meskipun ketika menggunakan komputer yang canggih. Oleh karena itu, persamaan yang relevan dapat dirata-ratakan atau dimanipulasi untuk menghilangkan fluktuasi skala kecil. sehingga mempermudah penyelesaian persamaan terkait [6].

Ansys dapat mendekati model turbulensi dalam dua pendekatan: 1. Reynolds Averaged Navier Stokes (RANS)

Reynolds Averaged Navier Stokes (RANS) yaitu persamaan untuk menghitung aliran fluida dengan waktu rata-rata. Beberapa model yang terdapat pada *fluent* antara lain adalah Spalart-Allmaras,  $k - \varepsilon$  beserta variannya,  $k - \omega$  beserta variannya, serta *Reynold-Stress Model* (RSM). Persamaan *Reynolds Averaged Navier Stokes* (RANS) sering digunakan untuk menghitung *time-dependent flows*.

2. Large Eddy Simulation

Berbeda dengan RANS, model LES tidak menggunakan waktu rata-rata. Model LES secara langsung menghitung pergerakan aliran turbulensi skala besar dan hanya memodelkan turbulensi skala kecil, menghasilkan daya komputasi yang lebih tinggai daripada model RANS.



Gambar 2. 7 Model Turbulensi [6].

### 2.6.2 Model Spalart-Allmaras

Spalart-Allmaras adalah salah satu model turbulen RANS dengfan persamaan yang cukup sederhana dan dirancang untuk aplikasi ruang angkasa, sehingga tidak memerlukan komputasi lanjutan atau konvergensi yang lambat. Model ini memberikan hasil yang baik pada lapisan batas, yang mengalami gradien tekanan yang berlawanan, pemisahan aliran, dan pembentukan gelombang. Selain itu, model ini menerapkan fungsi dinding saat resolusi mesh tidak mencukupi, sehingga ideal untuk simulasi dengan ukuran *mesh* kasar [16].

Berikut persamaan model Spalart-Allmaras yang terdapat pada persamaan (2.1),

$$\frac{\delta}{\delta t}(\rho \,\tilde{v}) + \frac{\delta \tilde{v}}{\delta x_j}(\rho \,\tilde{v}u_i)$$
$$= G_v + \frac{1}{\sigma_{\tilde{v}}} \left[ \frac{\delta}{\delta x_j} \left\{ (\mu + \rho \,\tilde{v}) \frac{\delta \tilde{v}}{\delta x_j} \right\} + C_{b2} \rho \left( \frac{d \tilde{v}}{\delta x_j} \right)^2 \right] - Y_v + S_{\tilde{v}} \qquad (2.1)$$

Dimana  $G_v$  merupakan hasil viskositas bergolak dan  $Y_v$  adalah kerusakan viskositas turbulensi yang terjadi di dekat wilayah dinding karena terjadinya *wall blocking* dan redaman viskositas. $\sigma_{\tilde{v}}$  dan  $C_{b2}$  adalah konstanta dan v adalah viskositas kinematik molekul.  $S_{\tilde{v}}$  adalah sumber yang ditetapkan pengguna. Turbulen viskositas,  $\mu_t$  dihitung dari persamaan(2.2),

$$\mu_t = \rho \, \tilde{v} f_{v1} \qquad (2.2)$$

Fungsi dari redaman viskositas,  $f_{v1}$ , dihitung dari persamaan (2.3),

$$f_{v1} = \frac{x^3}{x^3 + c_{v1}^3} \qquad (2.3)$$

Persamaan dari produksi viskositas dihitung dalam persamaan (2.4),

(2.4)

(2.5)

dimana, $\tilde{S} \equiv S + \frac{\tilde{v}}{K^2 d^2} f_{v2}$ 

dan

$$f_{\nu 2} = 1 - \frac{x}{1 + x f_{\nu 1}} \tag{2.6}$$

 $C_{b1}$  dan K adalah konstanta, d adalah jarak dari dinding, dan S adalah ukuran skalar dari deformasi tensor.

Kerusakan turbulen viskositas dihitung dalam persamaan (2.7)

$$Y_{v} = C_{w1}\rho f_{w} \left(\frac{\vec{v}}{d}\right)^{2} \qquad (2.7)$$

dimana,

$$f_{w} = g \left[ \frac{1 + C_{w3}^{6}}{g^{6} + C_{w3}^{6}} \right]^{1/6}$$
(2.8)  
$$g = r + C_{w2} (r^{6} - r)$$
(2.9)

$$r \equiv \frac{\tilde{v}}{\tilde{S}K^2 d^2} \tag{2.10}$$

 $C_{w1}$ ,  $C_{w2}$ , dan  $C_{w3}$  adalah konstanta, dan  $\tilde{S}$  adalah persamaan (2.5). Berikut nilai konstanta dalam tabel.

Variabel	Nilai
<i>C</i> <sub><i>b</i>1</sub>	0,1335
<i>Cb</i> 1	0,622
$\sigma_{ ilde{v}}$	2
C	
<i>C</i> <sub><i>v</i>1</sub>	7,1
$C_{w1}$	$C_{b1}$ (1 + $C_{b2}$ )
	$K + \sigma_{\tilde{v}}$
C <sub>w2</sub>	0,3
C <sub>w3</sub>	2 2
K	0,4187
	AC AS A N

Tabel 2.2 Nilai Konstanta persamaan model Spallart-Allmaras.

### 2.7 Aliran Fluida

2.7.1 Viskositas

Ketika menganalisis perilaku dan pergerakan fluida, viskositas fluida adalah sifat yang sangat penting. Viskositas fluida adalah hasil dari gaya intramolekul yang terjadi ketika lapisan cairan mencoba untuk memindahkan satu molekul ke molekul lainnya[17].

Dimensi viskositas ditentukan dari Hukum Viskositas Newton. Penyelesaian viskositas menurut persamaan Hukum Viskositas Newton adalah sebagai berikut:

$$\mu = \frac{\tau}{du/dy} \quad (2.11)$$

Dimana :

 $\mu$  : Viskositas (*N*. *s*/*m*<sup>2</sup>)

#### : Tegangan Geser $(N/m^2)$ τ

du/dy: Perubahan kecepatan per jarak (rad/s)

	o narga viskositas
Temperature °C	Viskositas Udara (micropoise)
0	171
20	181
40	190
60	200
80	209
100	218
2.7.2 Massa Jenis Massa Jenis suatu fluida di m	definisikan sebagai massa per volume satuan
$\rho \equiv \frac{m}{v} \tag{2.12}$	
$\rho$ : Massa Jenis ( $kg/m$ M : Massa Fluida ( $kg$ ) $V$ : Volume Fluida ( $m^3$	3)
Tabel 2.	4 Harga Massa Jenis
Nama Zat	Massa Jenis (kg/m <sup>3</sup> )
Udara	1,2

Tabel	23	Haroa	Viskositas	
rauci	4.5	ITarga	v iskusitas	

## 2.8 Reynold Numbers

Bilangan Reynolds adalah rasio gaya inersia terhadap kental kekuatan. Bilangan Reynolds adalah bilangan tak berdimensi mengkategorikan sistem

fluida di mana efek viskositasnya penting dalam mengontrol kecepatan atau pola aliran suatu fluida. Secara matematis, bilangan Reynolds dituliskan sebagai berikut:

$$\boldsymbol{R}\boldsymbol{e} = \frac{\boldsymbol{\rho}\boldsymbol{\nu}\boldsymbol{L}}{\boldsymbol{\mu}} \qquad (2.13)$$

Dimana :

 $\rho = Kepadatan$ 

v = Kecepatan

L = Panjang

 $\mu = Viskositas$ 

Bilangan Reynolds digunakan untuk menentukan apakah suatu fluida masuk aliran laminar atau turbulen. Berdasarkan rekomendasi API 13D, diasumsikan bahwa bilangan Reynolds kurang dari atau sama dengan 2100 menunjukkan aliran laminar, dan bilangan Reynolds lebih besar dari 2100 menunjukkan aliran turbulen.

#### 2.9 Wall Y+

Dalam semua analisis numerik, terutama yang menggunakan formulasi RANS, keakuratan hasil bergantung pada model turbulensi yang digunakan, perlakuan di dekat dinding yang diterapkan, skema diskritisasi yang digunakan, kriteria konvergensi yang ditetapkan, di antara faktor-faktor pemecah lainnya. Studi ini membahas pemilihan *mesh* terbaik dan model turbulensi yang menyertainya dan perawatan dekat dinding menggunakan *fluent*, yang sangat membantu sebagai panduan untuk situasi di mana validasi eksperimental mungkin tidak tersedia atau untuk pertimbangan desain awal di mana eksperimen alternatif mahal.

Dinding y+ [persamaan (2.14)] adalah bilangan non-dimensi yang mirip dengan bilangan Reynolds lokal, menentukan apakah pengaruh pada sel yang berdekatan dengan dinding adalah laminar atau turbulen, sehingga menunjukkan bagian dari lapisan batas turbulen yang diselesaikan [18].

$$y^+ = \frac{y U_{fric}}{v} \rightarrow y = \frac{y^+ \mu}{U_{fric} \rho}$$
 (2.14)

Untuk melakukan penghitungan nilai y+ langkah pertama adalah menghitung bilangan Reynolds seperti persamaan (2.13) lalu hitung gesekan kulit (*skin friction*) dimodelkan dalam persamaan (2.15)

$$C_f = \frac{0.026}{Re^{1/7}} \quad (2.15)$$

Kemudian hitung tegangan geser dinding, dimodelkan dalam persamaan (2.16)

$$\tau_{wall} = \frac{C_f \rho v^2}{2} \quad (2.16)$$

Hitung kecepatan gesekan, dimodelkan dalam persamaan (2.17)

$$U_{fric} = \sqrt{\frac{\tau_{wall}}{\rho}} \quad (2.17)$$

Terakhir masukkan semua kedalam persamaan (2.14)

Pembagian daerah dinding dekat dalam lapisan batas turbulen dapat diringkas sebagai berikut:

- 1. (y + <5) berarti di daerah sublapisan viskos (profil kecepatan diasumsikan laminar dan tegangan viskos mendominasi geser dinding).
- ( 5 < y+ < 30 ) berarti daerah penyangga (baik geser kental maupun geser turbulen mendominasi).</li>
- 3. (30 < y + < 300) berarti bagian turbulen penuh atau wilayah log-law (sesuai dengan wilayah di mana geser turbulen mendominasi).