

# Pengaruh jumlah jaring pada model komputasi fenomena pusaran pada model pesawat tempur sayap delta

Setyawan Bakti Wibowo, Sutrisno, dan Tri Agung Rohmat

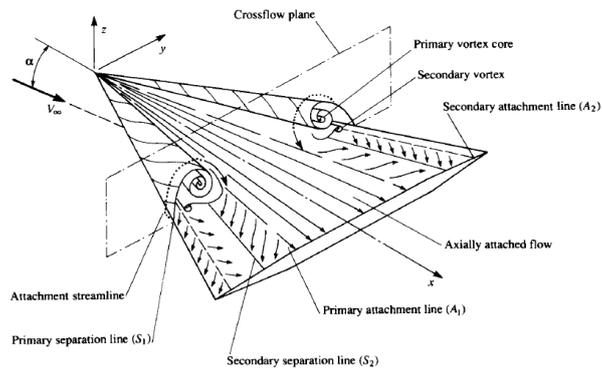
Departemen Teknik Mesin dan Industri Fakultas Teknik  
Universitas Gadjah Mada Yogyakarta Indonesia

E-mail: setyawanbw@ugm.ac.id

**Abstrak.** Teknik visualisasi yang baik diperlukan untuk menganalisis aliran di sekitar sayap pesawat untuk melihat seberapa inovasi yang bisa dilakukan untuk memperbaiki performa dari sebuah pesawat tempur. Penggunaan eksperimen water tunnel merupakan salah satu solusi dalam mendapatkan visualisasi secara detail dari pola aliran yang terjadi. Akan tetapi terdapat beberapa informasi lain yang sulit didapatkan secara kualitatif sehingga memerlukan teknik komputasi dinamika fluida (CFD) untuk mendapatkan beberapa data detail terutama berkaitan dengan aliran udara disekitar pesawat tempur seperti terjadinya fenomena roll-up vortex. Hal yang sangat penting pada penggunaan metode CFD adalah perlunya studi berkaitan dengan teknik pembuatan jaring, independensi jumlah jaring (independence mesh) dan pemilihan persamaan konstitutive yang digunakan untuk menjamin hasil dari CFD seakurat mungkin. Penelitian ini akan menguji tingkat akurasi dari penggunaan jumlah jaring yang optimum dalam mendapatkan nilai yang konvergen terhadap hasil koefisien gaya angkat (CI) pada sayap pesawat tempur jenis delta yang dibandingkan dengan pengujian eksperimen water tunnel. Hasil penelitian menunjukkan nilai koefisien gaya angkat mengalami konvergensi pada jumlah mesh lebih dari 5 juta sel dengan tingkat error dibawah 1% yang menunjukkan nilai optimum pembuatan mesh.

## 1. Pendahuluan

Perbaikan terhadap kemampuan terbang sebuah pesawat udara terutama pada pesawat tempur selalu dilakukan. Berbagai upaya baik untuk meningkatkan efisiensi bahan bakar, meningkatkan performa terbang, kemampuan maneuver dilakukan melalui perbaikan bentuk agar terjadi rekayasa aliran disepanjang pesawat. Penggunaan sayap delta sangat umum digunakan pada jenis pesawat kecepatan tinggi seperti pada pesawat tempur. Hal ini dikarenakan untuk menghindari terjadinya efek gelombang kejut pada sayap saat mencapai kecepatan supersonic. Penggunaan sayap delta dapat meningkatkan unjuk kerja gerakan pesawat yang membutuhkan gerakan yang lincah dan gesit, selain itu efek dari bentuk sayap segitiga akan menghasilkan tambahan gaya angkat dibandingkan jenis sayap segi empat [1]. Aliran yang mengalir pada sayap delta akan menghasilkan pusaran yang terjadi mulai dari *leading edge* sebagaimana terlihat pada gambar 1. Hal ini terjadi karena adanya perbedaan tekanan pada bagian bawah dan atas dari permukaan sayap delta, sehingga aliran akan naik dan membentuk pusaran dan membentuk inti sepanjang sayap. Pada bagian inti terjadi tekanan yang sangat rendah sehingga akan menambah gaya angkat (*vortex lift*) pada sayap jenis delta [2]



**Gambar 1.** Pembentukan fenomena pusaran dan *vortex lift* pada pesawat tempur sayap delta [3]

Pada pesawat tempur bentuk sayap mengikuti konfigurasi sayap delta sehingga memiliki karakter yang sama pula dengan karakter sayap delta. Pembentukan pusaran dimanfaatkan untuk meningkatkan kemampuan manuver dan kelincahan gerakan pesawat. Pusaran pada pesawat direkayasa sehingga mampu membuat peningkatan vortex untuk menahan terjadinya separasi [4]. Penambahan *leading edge extension* (LEX), *canard* dan modifikasi lainnya pada sayap pesawat akan membuat interaksi aliran pada sayap utama, sehingga performa terbang bisa meningkat. Hal ini dikarenakan adanya pusaran aliran dari konfigurasi sayap depan yang membentuk inti pusaran (*vortex core*) dengan kecepatan aksial yang besar akan membuat aliran pada sayap utama tetap terjaga *streamline* di atas sayap. Bentuk dan konfigurasi sayap akan sangat berpengaruh terhadap pembentukan vortisitas yang terjadi sehingga berpengaruh pula terhadap penambahan gaya angkat [5]. Karakter dari inti pusaran akan menguat seiring dengan naiknya sudut serang yang mengakibatkan penambahan gaya angkat akibat kecepatan aksial inti pusaran yang bertambah [6]. Akan tetapi pada kondisi tertentu akan terjadi kerusakan inti dan terjadi *vortex breakdown* dan pada saat inilah *vortex lift* menjadi hilang dan mengakibatkan kehilangannya gaya angkat. Posisi terjadinya *vortex breakdown* akan semakin maju seiring dengan kenaikan sudut serang, sehingga bisa diamati pada kondisi tertentu saat terjadinya *fully stall* pada pesawat.

Analisis terhadap terjadinya pusaran pada sayap menjadi sangat penting dikarenakan performa dari pesawat tempur sangat dipengaruhi oleh vortex sheet yang terjadi dan interaksi terhadap pusaran lain yang terjadi dikarenakan efek *fuselage*, LEX, *canard* dan penambahan bagian lain dalam badan pesawat. Penggunaan metode visualisasi akan sangat membantu dalam mengungkap fenomena aliran yang terjadi. Dari analisis visualisasi dapat diketahui bentuk dan konfigurasi pusaran yang terjadi untuk karakterisasi aerodinamika terbang sebuah pesawat. Berbagai teknik visualisasi dikembangkan seperti wind tunnel, dan water tunnel digunakan untuk melihat pola aliran yang terjadi di sekitar model pesawat. Penggunaan *water tunnel* memiliki kelebihan bisa menghasilkan visualisasi secara detail akibat masa jenis yang lebih tinggi dan difusi masa yang lebih rendah dari pada udara [7]. Akan tetapi penggunaan eksperimen visualisasi mengalami kesulitan dalam mendapatkan data-data kualitatif secara detail dikarenakan keterbatasan alat ukur yang digunakan. Penggunaan metode komputasi dinamika fluida (CFD) akan bisa sangat membantu dalam menyajikan data-data baik kualitatif maupun kuantitatif dan secara detail menjadi lebih baik. [6] meneliti tentang analisis terjadinya *vortex breakdown* pada delta wing dengan sudut sapuan  $65^{\circ}$  dan  $70^{\circ}$  menggunakan metode eksperimen *water tunnel* dan membandingkannya dengan pengujian secara CFD, selain itu juga dibandingkan dengan referensi dari penelitian yang lain. Hasil penelitian secara umum menunjukkan adanya kesamaan yang baik antara hasil visualisasi menggunakan *water tunnel* dan CFD.

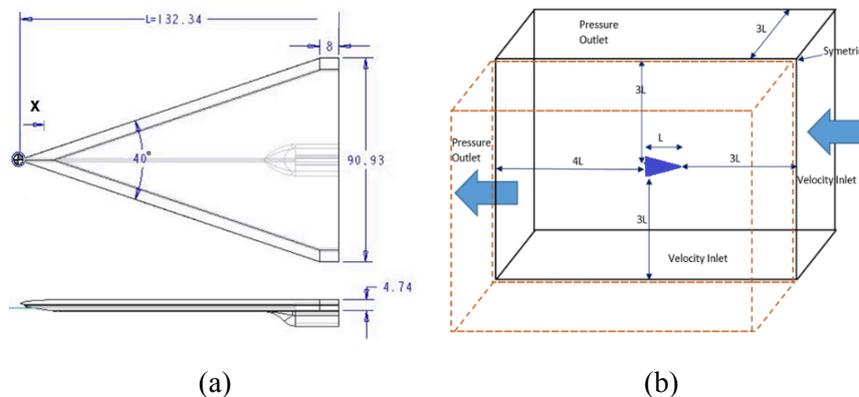
Beberapa penelitian lain telah banyak dilakukan untuk mempelajari sayap delta dan pesawat tempur dan pembentukan pusaran yang terjadi menggunakan metode CFD [6,8–10]. Berbagai teknik komputasi diteliti untuk mendapatkan hasil yang baik sekaligus memberikan nilai optimal dalam penggunaannya seperti penggunaan jenis persamaan turbulensi maupun jumlah, bentuk, dan ukuran

jaring yang digunakan. [11–14]. Dalam penggunaan metode CFD tidak sekedar mendapatkan hasil yang paling mendekati nilai eksperimen, akan tetapi beban komputasi perlu diperhatikan agar mendapatkan hasil yang optimal. Penggunaan jumlah sel yang semakin banyak tentunya akan membuat beban komputasi semakin meningkat. Oleh karena itu perlu dilakukan studi tentang penggunaan jumlah mesh optimal yang diperlukan untuk menghasilkan nilai yang baik tetapi dengan beban komputasi yang lebih ringan yaitu dengan uji mesh independency. *Mesh independency* merupakan metode yang digunakan untuk menetapkan jumlah sel pada jaring yang diperlukan untuk mendapatkan nilai konvergensi tertentu sampai dengan penambahan jumlah sel tidak akan menghasilkan kenaikan akurasi hasil yang signifikan. Beberapa penelitian tentang penggunaan CFD perlu terlebih dahulu dilakukan *mesh independency* untuk mendapatkan ukuran sel yang dibutuhkan sampai dengan nilai akurasi yang dibutuhkan. Demikian pula beberapa penelitian berkaitan dengan pembentukan aliran pusaran [13,15,16] sebelumnya telah melakukan uji independensi mesh pada penelitian tersebut. Pada penelitian tersebut menggunakan jenis *unstructured mesh* dengan mengatur ukuran dan kerapatan sel jaring komputasi dan membandingkan hasilnya untuk mencapai nilai konvergensi tertentu. Pengujian terhadap independensi jaring perlu dilakukan terlebih dahulu untuk mendapatkan jumlah dan ukuran jaring yang optimal untuk mendapatkan hasil yang akurat [17]. Dalam penelitian ini akan dilakukan pengujian beberapa variasi jumlah sel selanjutnya menganalisis konvergensi data dan tingkat akurasi yang dihasilkan. Diharapkan dari penelitian ini didapatkan struktur dan jumlah sel yang secara optimal dibutuhkan dalam pemodelan komputasi untuk aliran di sekitar pesawat.

## 2. Metodologi

Pada penelitian ini uji independensi jaring dilakukan untuk mengamati perubahan jumlah sel dari suatu domain komputasi terhadap keakuratan hasil terhadap pengukuran nilai koefisien gaya angkat dan posisi terjadinya fenomena *vortex breakdown* pada sayap delta. Perbaikan akurasi terhadap nilai  $C_l$  diamati sampai dengan mengalami konvergensi nilai yang mana penambahan jumlah sel sudah tidak memberikan pengaruh peningkatan hasil  $C_l$  secara signifikan.

Penelitian dimulai dengan mendesain model sayap delta dan pesawat tempur menggunakan perangkat lunak CAD. Model sayap delta menggunakan ukuran sudut sapuan  $70^\circ$  dan dibuat separuh model secara simetri. Ukuran dan model sayap delta mengacu penelitian eksperimen sebelumnya menggunakan fasilitas visualisasi GAMA *water tunnel* [6] dan digunakan sebagai proses validasi. Model yang sudah jadi selanjutnya dilakukan proses pembuatan jaring dan penentuan batas-batas kondisi komputasi seperti bagian *inlet*, *outlet*, simetri dan dinding sayap. Ukuran domain komputasi dibuat sedemikian besar terhadap ukuran model yang dipakai sampai dianggap bahwa daerah dinding di sekeliling model tidak akan mempengaruhi aliran pada model pesawat. Dimensi model sayap delta dan pesawat serta konfigurasi domain diperlihatkan pada gambar 2.



**Gambar 2.** Geometri Model (a) sayap delta (b) struktur domain komputasi

Pembuatan model jaring dipilih menggunakan bentuk *structured hexahedral mesh* sebagaimana penelitian sebelumnya. Jenis *mesh structured* dan *unstructured* secara umum memberikan nilai kuantitatif yang hampir sama, akan tetapi untuk identifikasi struktur pusaran secara detail maka bentuk *structured mesh* memiliki hasil yang lebih baik dibandingkan model *unstructured mesh*. Sementara, pada daerah di dekat dinding perlu dilakukan analisis khusus terkait fenomena aliran yang terjadi akibat pengaruh *boundary layer*. Kasus-kasus fenomena mikro pada aliran seperti terbentuknya pusaran pada aliran sangat terkait dengan ukuran sel yang berada di sekitar dinding. Penggunaan nilai non dimensional jarak dinding minimum didefinisikan dalam nilai  $y^+$ :

$$y^+ \equiv \frac{u^* y}{\nu} \quad (1)$$

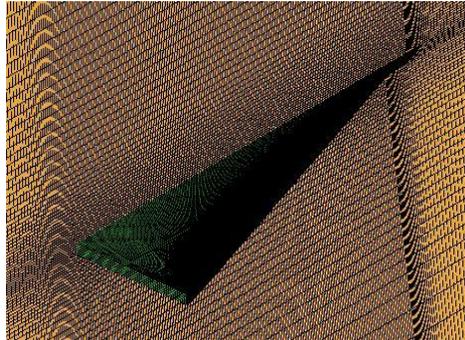
dengan  $u^*$  adalah kecepatan gesek pada dinding terdekat,  $y$  adalah jarak ke dinding terdekat dan  $\nu$  adalah viskositas kinematik lokal cairan. Nilai  $y^+$  pada kasus *vortex core* telah diteliti sebelumnya dengan metode yang sama oleh [18]. Pada penelitian tersebut diuji perubahan nilai  $y^+$  terhadap akurasi nilai torsi yang dihasilkan, bentuk inti *vortex* dan waktu komputasi yang dibutuhkan. Semakin kecil nilai  $y^+$  akurasi akan naik tetapi beban komputasi juga akan naik. Selain itu nilai  $y^+$  yang semakin kecil menunjukkan ukuran sel didekat dinding paling kecil yang digunakan, sehingga akan mempengaruhi pembentukan fenomena *vortex* yang terjadi. Kenaikan ukuran sel dekat dinding sampai dengan nilai  $y^+ = 4$  masih memiliki bentuk dan ukuran yang sama dalam pembentukan *vortex*, disamping itu mengalami konvergensi nilai torsi yang dihasilkan, sehingga didapatkan nilai optimum ukuran  $y^+ = 4$ .

Untuk meneliti jumlah sel yang berpengaruh pada hasil komputasi sampai mencapai nilai konvergensi maka pada penelitian ini dibuat beberapa variasi jumlah jaring pada domain komputasi. Jumlah sel dibuat dari ukuran yang sangat besar sampai ukuran kecil sebagaimana terlihat pada tabel 1. Adapun struktur jaring terlihat pada gambar 3.

**Tabel 1** Nilai variasi jumlah sel pada delta wing

Variasi jumlah sel (Juta)									
Kasus	A	B	C	D	E	F	G	H	I
Delta	25.02	16.22	10.38	5.02	3.77	2.40	1.50	1.01	0.81

Penelitian ini akan dilakukan pada sudut serang  $30^\circ$  dan  $40^\circ$  untuk sayap delta. Nilai sudut serang dipilih berdasarkan penelitian sebelumnya dan beberapa referensi lain yang menunjukkan bahwa pada sudut tersebut terjadi *vortex breakdown* di atas sayap model, sehingga memudahkan dalam identifikasi fenomena *vortex* pada sayap pesawat. Kecepatan pada inlet diatur sebesar 0.23 m/s,  $Re = 50396,37$  mengacu pada pengujian menggunakan *water tunnel* dengan intensitas turbulensi 0.08%. Penyelesaian persamaan atur menggunakan metode *finite volume* dengan menggunakan skema *Coupled* untuk penyelesaian *Pressure-Velocity coupling*, sedang metode diskretisasi menggunakan *2nd order Upwind*. Algoritma skema *coupled* menyelesaikan persamaan momentum dan persamaan tekanan kontinuitas berbasis tekanan secara bersama-sama. Sementara untuk penggunaan persamaan turbulensi mengacu pada penelitian [11]. Penggunaan model turbulensi  $k-\omega$  digunakan untuk mendapatkan nilai yang cukup mendekati hasil nyata dengan beban komputasi yang rendah. Pada penelitian ini akan digunakan komputer dengan spesifikasi processor Intel Pentium i7 – 3,6 Ghz, RAM 32 Gb, hardisk 10 Tb dengan memanfaatkan penggunaan GPU GTX 780 Ti.



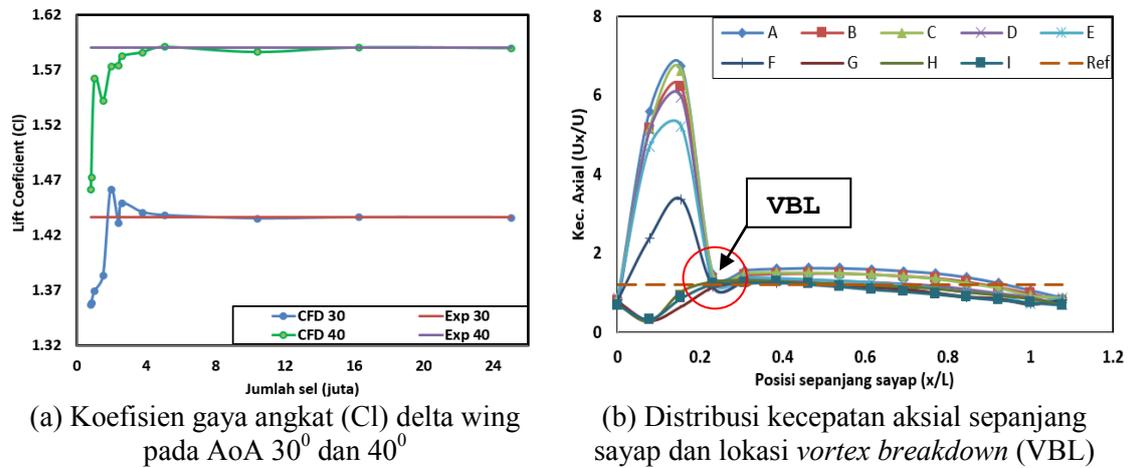
**Gambar 3.** Geometri dan struktur jaring pada sayap delta

Hasil simulasi akan dilakukan validasi menggunakan eksperimen visualisasi *water tunnel*. Pengujian visualisasi *water tunnel* dilakukan menggunakan model yang sama dengan pengujian simulasi CFD dengan menganalisa besaran koefisien gaya angkat (Cl) pada sayap delta. Kecepatan aliran pada *water tunnel* menggunakan kecepatan 0.23 m/s dengan sudut serang (AoA)  $30^{\circ}$  dan  $40^{\circ}$  mengacu pada penelitian [6]. Gaya-gaya yang terjadi dalam eksperimen *water tunnel* diukur menggunakan perangkat sensor gaya 3 DOF [19]. Sementara itu juga akan dianalisis fenomena *vortex breakdown* pada sayap delta yang terjadi dan dibandingkan dengan hasil komputasi.

### 3. Hasil dan pembahasan

Untuk mendapatkan analisis konvergensi dari studi independensi jaring maka pada penelitian ini dianalisis nilai koefisien gaya angkat yang didapatkan dari variasi jumlah sel domain komputasi. Dari hasil simulasi didapatkan nilai koefisien gaya angkat (Cl) untuk delta dengan sudut serang  $30^{\circ}$  dan  $40^{\circ}$  untuk masing-masing jumlah sel yang digunakan. Nilai Cl yang didapatkan selanjutnya dibandingkan dengan pengujian eksperimen menggunakan *water tunnel* yang sebelumnya telah diteliti [6]. Hasilnya menunjukkan bahwa variasi jumlah sel yang digunakan dalam pemodelan mendapatkan nilai koefisien gaya angkat yang berbeda sebagaimana diperlihatkan pada Gambar 4-a. Pada penggunaan jumlah sel dibawah 1 juta didapatkan perbedaan yang sangat besar terhadap nilai keakuratan koefisien gaya angkat baik untuk sudut serang  $30^{\circ}$  maupun  $40^{\circ}$ . Akan tetapi dengan naiknya jumlah sel yang digunakan lebih besar dari 5 juta sel maka nilai keakuratan semakin naik dan mengalami konvergen mendekati hasil eksperimen.

Pada daerah inti pusaran sayap delta akan menyebabkan kecepatan aksial di inti pusaran sangat tinggi melebihi kecepatan bebasnya, sehingga nilai  $U_x/U_{\infty} \geq 1$  menunjukkan masih terbentuknya inti vortex sepanjang sayap, tetapi pada kondisi dan lokasi tertentu terlihat nilai  $U_x/U_{\infty} \leq 1$ , hal ini menunjukkan inti pusaran sudah mulai rusak atau terbentuk *vortex breakdown*. Lokasi terbentuknya *vortex breakdown* menunjukkan sudah hilangnya pengaruh gaya angkat akibat *roll-up vortex* pada jenis sayap delta. Pada inti pusaran yang terbentuk memiliki kecepatan aksial yang lebih tinggi dari pada kecepatan bebasnya, tetapi begitu terjadi *vortex breakdown* maka inti pusaran hilang dan kecepatan menjadi normal. Pada gambar 4-b menunjukkan grafik non dimensional untuk kecepatan aksial ( $U_x/U_{\infty}$ ) yang menunjukkan distribusi kecepatan aksial sepanjang inti pusaran di atas sayap delta untuk menunjukkan lokasi terjadinya *vortex breakdown*. Selain itu juga menunjukkan besaran kecepatan aksial yang terjadi pada lokasi tertentu yang mengindikasikan besarnya gaya angkat pada titik tersebut. Jumlah sel yang digunakan akan mempengaruhi nilai akurasi besaran kecepatan aksial dan lokasi terjadinya *vortex breakdown*. Pada kasus sayap delta lokasi terjadinya *vortex breakdown* pada kasus jumlah sel lebih besar 1 juta sel menunjukkan kesesuaian, akan tetapi pada besaran kecepatan aksial yang terjadi baru pada kasus D (5,02 juta sel) mengalami konvergensi dalam mendapatkan nilai kecepatan aksial. Pada kasus jumlah sel kurang dari 1 juta belum mampu menunjukkan terjadinya inti pusaran, sehingga akurasi hasil masih belum memenuhi. Detail nilai akurasi dari setiap jumlah sel terhadap nilai pada eksperimen diperlihatkan pada tabel 2.

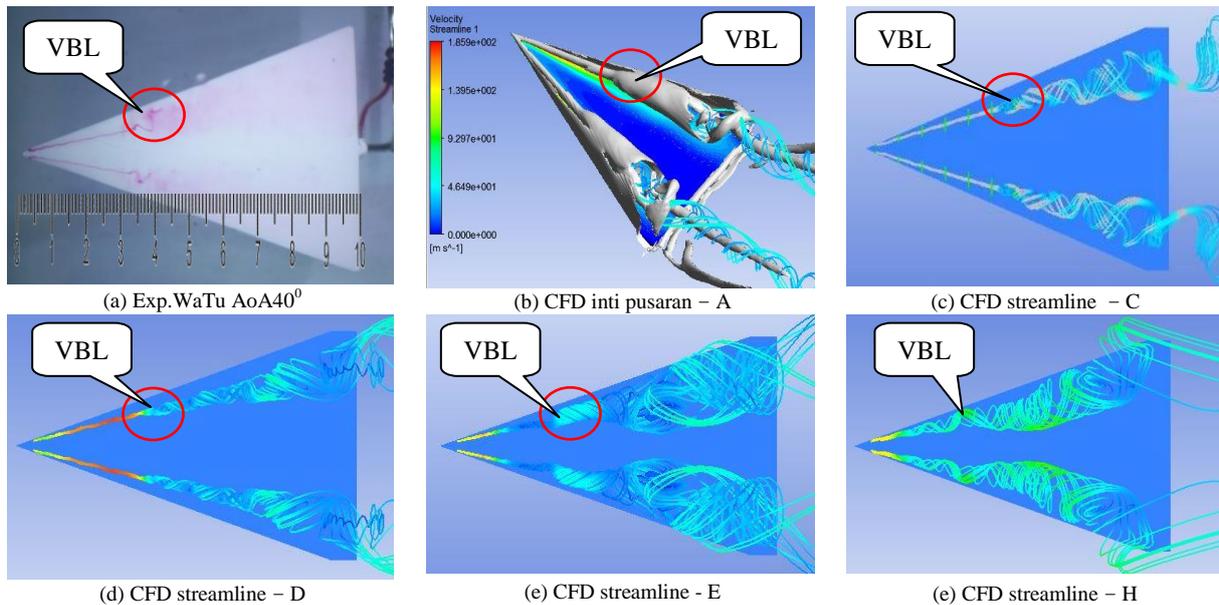


**Gambar 4.** Besaran gaya angkat (Cl) dan distribusi kecepatan aksial sepanjang sayap untuk variasi jumlah sel pada model komputasi sayap delta

**Tabel 2** Perbandingan nilai koefisien gaya angkat pada model sayap delta

Kasus	Delta Wing					
	AoA 30 deg			AoA 40 deg		
	Cl	Cl Exp	% Error	Cl	Cl Exp	% Error
A	1.436	1.436	-0.0003%	1.590	1.590	-0.0043%
B	1.436	1.436	0.0030%	1.590	1.590	0.0329%
C	1.435	1.436	-0.0710%	1.586	1.590	-0.2321%
D	1.438	1.436	0.1338%	1.591	1.590	0.0641%
E	1.441	1.436	0.3200%	1.586	1.590	-0.2441%
F	1.431	1.436	-0.3575%	1.574	1.590	-0.9856%
G	1.383	1.436	-3.6924%	1.542	1.590	-2.9957%
H	1.369	1.436	-4.6345%	1.562	1.590	-1.7529%
I	1.357	1.436	-5.5249%	1.461	1.590	-8.0921%

Pada tabel 2 ditunjukkan nilai masing-masing jumlah sel terhadap hasil koefisien gaya angkat dan besar error yang terjadi dibandingkan dengan besarnya gaya angkat dari eksperimen untuk model pesawat sayap delta. Dari hasil penelitian untuk jumlah sel paling sedikit yang diujikan yaitu sekitar 800 ribu sel masih didapatkan nilai error dibawah 10%. Pada bentuk sayap delta untuk mendapatkan akurasi dengan nilai error di bawah 1% untuk pengukuran koefisien gaya angkat dibutuhkan minimal 3.77 juta sel pada sudut serang 30<sup>0</sup> dan 40<sup>0</sup> (Kasus E). Penambahan jumlah sel secara umum akan mengurangi nilai error dibandingkan pengukuran eksperimen, akan tetapi pada jumlah yang lebih besar dari nilai minimal tersebut tidak secara signifikan menambah tingkat akurasi, sementara beban komputasi akibat penambahan jumlah sel akan meningkat.



**Gambar 5.** Perbandingan inti pusaran dan terjadinya *vortex breakdown* (VBL) pada *water tunnel* (Exp) dan model turbulensi (CFD) pada AoA  $40^\circ$

Sementara pada gambar 5 menunjukkan visualisasi terjadinya *vortex breakdown* pada sayap delta pada sudut serang  $40^\circ$ . *Vortex breakdown* merupakan fenomena pecahnya inti pusaran yang terjadi pada sayap model delta akibat terjadinya *roll-up vortex* atau pusaran karena beda tekanan dibagian atas dan bawah sayap pesawat. Inti pusaran menunjukkan penambahan gaya angkat pada sayap pesawat karena terjadi tekanan yang sangat rendah pada inti. Penambahan gaya angkat karena pengaruh *vortex lift* menjadi hilang ketika inti pusaran rusak dan terjadi *vortex breakdown* yang ditandai dengan pecahnya pusaran aliran yang mendadak membesar. Visualisasi CFD mampu mendeteksi proses terjadinya *vortex breakdown*. Pada gambar 5 bentuk inti pusaran dan terjadinya *vortex breakdown* divisualisasikan melalui pengujian *water tunnel* dan dibandingkan dengan hasil CFD untuk kasus C, D, E dan H. Selain itu juga ditampilkan bentuk inti pusaran dari aliran sayap delta berdasarkan ketentuan *Q-Criterion* untuk melihat inti pusaran pada kasus A dengan jumlah sel di atas 5 juta. Dari hasil visualisasi ditunjukkan bahwa bentuk visualisasi pada *water tunnel* memiliki kemiripan dengan pemodelan CFD untuk kasus-kasus dengan jumlah sel lebih dari 5 juta (kasus D). Sementara pada jumlah sel dibawah 5 juta maka visualisasi terbentuknya *vortex breakdown* masih terlambat atau masih membentuk aliran yang belum konvergen dibandingkan eksperimen.

Secara umum dari hasil penelitian yang sudah dilakukan menunjukkan penggunaan jumlah sel dari model komputasi dari model pesawat tempur akan memperbaiki akurasi hasil. Penambahan jumlah sel sampai dengan nilai tertentu menyebabkan peningkatan nilai akurasi dari model komputasi akan mencapai konvergensi, yang berarti penambahan jumlah sel selanjutnya tidak secara signifikan meningkatkan tingkat keakuratan. Penambahan jumlah sel pada bentuk-bentuk seperti pada pesawat dengan konfigurasi sayap delta yang dilakukan sampai dengan jumlah sel 5 juta sudah mengalami peningkatan konvergensi dengan nilai perbedaan terhadap hasil eksperimen dibawah 1% , demikian pula hasil visualisasi yang sudah terlihat baik sesuai dengan hasil eksperimen. Sehingga secara umum penggunaan jumlah sel sampai dengan 5 juta sel sudah cukup dan merupakan nilai optimum dalam penggunaannya untuk keperluan komputasi dinamika fluida pada model pesawat untuk melihat fenomena *roll-up vortex*.

#### 4. Kesimpulan

Dari hasil penelitian didapatkan bahwa kajian tentang independensi jumlah jaring pada model komputasi aliran udara untuk mendaptkan fenomena roll-up vortex pada sayap delta dan model sayap tempur tergantung jumlah sel yang digunakan. Penambahan jumlah sel dilakukan sampai dengan nilai kuantitatif koefisien gaya angkat mengalami konvergensi. Pada model komputasi untuk aliran pada model pesawat tempur sayap delta didapatkan nilai optimal jumlah sel dari domain komputasi sebanyak 5 juta sel dengan nilai error terhadap hasil eksperimen masih dibawah 1% dan memiliki hasil secara kuantitatif dengan kemiripan yang baik dalam visualisasi terjadinya fenomena *roll-up vortex* dan *vortex breakdown* di sepanjang sayap.

#### 5. Daftar Pustaka

- [1] Polhamus E C 1966 A Concept of The Vortex Lift of Sharp-Edge Delta Wings Based on a Leading-Edge-Suction Analogy. vol TN-D-3767 (Virginia)
- [2] Polhamus E C 1966 Vortex Lift Research: Early Contributions and Some Current Challenges Vortex Flow Aerodynamics vol 1, ed J F Campbell, R F Osborn and J Foughner, J. T. (Hampton, Virginia: NASA-CP-2416-VOL-1, L-16117, NAS 1.55:2416-VOL-1) pp 1–30
- [3] John D. Anderson J and Curator 2011 Fundamentals of Aerodynamics vol 1(McGraw-Hill)
- [4] Droste C and Walker J 2010 The General Dynamics Case Study on the F-16 Fly-By-Wire Flight Control System (Reston ,VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics)
- [5] Vlahostergios Z, Missirlis D, Yakinthos K and Goulas A 2013 Computational modeling of vortex breakdown control on a delta wing Int. J. Heat Fluid Flow 39 64–77
- [6] Wibowo S B, Sutrisno, Rohmat T A, Zainuri A, Firdaus R S, Mahardika R and Wega F N 2017 An Investigation into the Use of GAMA Water Tunnel for Visualization of Vortex Breakdown on the Delta Wing 9th International Conference on Thermofluids (Yogyakarta, Indonesia: AIP Conference Proceedings Journal)
- [7] Erm L P 2007 Recent Aerodynamics Research in the DSTO Water Tunnel 16th Australasian Fluid Mechanics Conference (Crown Plaza, Gold Coast, Australia: School of Engineering, The University of Queensland) pp 381–4
- [8] Gursul I 2005 Review of Unsteady Vortex Flows over Slender Delta Wings J. Aircr. 42 299–319
- [9] Vorobieff P V and Rockwell D O 1998 Vortex Breakdown on Pitching Delta Wing: Control by Intermittent Trailing-edge Blowing Aiaa J. 36 585–9
- [10] Kyriakou M, Missirlis D and Yakinthos Kyros K 2010 Numerical modeling of the vortex breakdown phenomenon on a delta wing with trailing-edge jet-flap Int. J. Heat Fluid Flow 31 1087–95
- [11] Wibowo S B, Sutrisno and Rohmat T R I A 2017 Turbulence Model for Vortex Breakdown Detection Over Delta Wing Arch. Mech. Eng. 4
- [12] Ferziger J H and Peric M 2002 Computational Methods for Fluid Dynamics (Berlin: Springer)
- [13] Freeman J A 2003 Computational Fluid Dynamics Investigation of Vortex Breakdown for a Delta Wing at High Angle of Attack (Air Force Institute of Technology Air University)
- [14] Lv M, Fang S and Zhang Y 2015 Numerical Simulation of Unsteady Separated Flow over a Delta Wing Using Cartesian Grids and DES/DDES Procedia Eng. 99 423–7
- [15] Brett J and Ooi A 2014 Effect of sweep angle on the vortical flow over delta wings at an angle of attack of 10° J. Eng. Sci. Technol. 9 774–89
- [16] Narayan G and John B 2016 Effect of winglets induced tip vortex structure on the performance of subsonic wings Aerosp. Sci. Technol. 58 328–40
- [17] Almohammadi K M, Ingham D B, Ma L and Pourkashan M 2013 Computational fluid dynamics (CFD) mesh independency techniques for a straight blade vertical axis wind turbine Energy 58 483–93
- [18] Sutrisno, Deendarlianto, Rochmat T A, Indarto, Wibowo S B, Iswahyudi S, Wiratama C and Erlambang D B M 2017 The Rolled-up and Tip Vortices Studies in the CFD Model of the 3-D Swept-Backward Wind Turbine Blades Mod. Appl. Sci. 11 118

- [19] Firmansyah R D, Wibowo S B and Mareta R 2017 Aplikasi Pengukur 3 Derajat Kebebasan Gaya Aerodinamika Pada Water Tunnel JST (Jurnal Sains dan Teknol. 6 258