

Visualisasi Aliran Pada Model Pesawat Tempur Untuk Variasi Sudut *Canard* Posisi Sejajar Sayap Utama Menggunakan *Water Tunnel*

Setyawan Bakti Wibowo ¹⁾, Dwiyan Puspa Lufstansa ¹⁾, Dipta Adiyantoro ¹⁾, Rokhim Safarudin ¹⁾

¹⁾Departemen Teknik Mesin, Sekolah Vokasi, Universitas Gadjah Mada
Jl. Yacarana, Sekip Unit IV, Bulaksumur, Yogyakarta
Email : setyawanbw@ugm.ac.id

Abstrak. Saat ini bentuk pesawat terbang khususnya pesawat tempur terus berkembang dan diteliti untuk mendapat bentuk pesawat yang aerodinamis. Salah satu teknologi yang dikembangkan pada pesawat tempur adalah *canard*. *Canard* adalah sayap kecil yang terletak didepan *main wing*. Berfungsi untuk meningkatkan manuver *canard* juga berfungsi untuk menambah gaya angkat pada pesawat dan menunda terjadinya stall. Konfigurasi pasangan *canard* sayap mempengaruhi aliran sepanjang badan pesawat dan kinerja aerodinamis. Penelitian mengenai pengaruh adanya *canard* dengan berbagai posisi dan variasi defleksi sudut *canard* akan mengungkap dan mengoptimalkan karakter aerodinamis pada pesawat tempur. Pada penelitian ini dilakukan uji visualisasi pengaruh variasi defleksi sudut *canard*. Penelitian ini menggunakan *water tunnel*. Pengujian ini menggunakan model pesawat dengan variasi jarak *canard* sayap terhadap sayap utama dan defleksi sudut *canard*. Berdasarkan hasil pengujian yang diperoleh dari hasil visualisasi menunjukkan *vortex core* paling panjang pada semua model pesawat terjadi pada angle of attack 20°. Sedangkan *fully stall* pada semua model pesawat terjadi pada angle of attack 70°. Defleksi sudut *canard* mempengaruhi nilai gaya angkat dan posisi terjadinya *vortex breakdown*. Terlihat pada AoA 60° *vortex core* yang terjadi pada model pesawat dengan sudut defleksi *canard* 30° lebih panjang daripada model pesawat dengan defleksi sudut *canard* 0°.

Kata kunci: *canard*, aerodinamika, pesawat tempur, visualisasi, *water tunnel*.

1. Pendahuluan

Pesawat terbang merupakan sebuah alat transportasi udara yang berteknologi canggih dan memiliki peranan penting pada masa sekarang. Pesawat terbang dapat melakukan perjalanan jauh dengan waktu yang cukup singkat. Pesawat terbang dikategorikan menjadi beberapa jenis sesuai dengan fungsinya. Pesawat tempur adalah pesawat militer yang dirancang untuk menyerang target dari udara. Umumnya pesawat tempur berbentuk ramping, dapat bergerak dengan lincah dan dilengkapi berbagai peralatan untuk menunjang dan mempermudah pilot mendeteksi target dan mengetahui musuh. Pesawat dengan *canard* dapat meningkatkan kemampuan manuver dan dapat terbang pada AoA yang lebih tinggi dibandingkan pesawat tanpa *canard*. *Canard* adalah sayap yang terletak didepan sayap utama berbentuk lebih kecil dibandingkan dengan sayap utama yang berfungsi untuk peningkatan kendali dan meningkatkan kinerja aerodinamis. Penambahan *canard* pada pesawat dapat meningkatkan nilai gaya angkat (*lift*) tanpa harus menambah luasan sayap [1].

Untuk terus mengembangkan *canard* perlu dilakukan penelitian tentang pengaruh *canard* terhadap aliran yang terjadi pada sekitar *main wing*. *Canard* dapat mempengaruhi aliran yang terjadi pada *main wing* dan nilai gaya angkat (*lift*). Penelitian tentang *canard* dapat meliputi banyak hal, posisi *canard*, sudut defleksi *canard*. Dalam penelitian ini difokuskan pada defleksi sudut *canard* terhadap visualisasi aliran serta *lift* dan *drag*. Penelitian dilakukan dengan mencari perbandingan antara *canard* posisi sejajar yang berhimpit dengan *main wing* dengan *canard* posisi sejajar didepan *main wing* dengan dua variasi defleksi sudut *canard* yang berbeda. Pengujian variasi sudut serang (AoA) juga dilakukan untuk mengetahui AoA maksimal yang dimiliki pesawat dengan posisi *canard* tertentu dan untuk mengetahui nilai gaya angkat (*lift*) optimal dan gaya hambat (*drag*) dari berbagai posisi *canard*. Pesawat sayap *canard* adalah pesawat jenis *fixed wing* dimana sayap kecil atau *airfoil* horizontal berada di depan *main wing*. Salah satu faktor penting pada karakter pesawat adalah stabilitas terbang. Kestabilan terbang membuat pesawat lebih mudah dikendalikan gerakannya [2].

Kestabilan terbang dipengaruhi oleh desain aerodinamika pesawat. Untuk menjaga stabilitas terbang pada pesawat, maka diperlukan *pitch control* berupa stabilisator horisontal. Stabilisator horisontal dapat ditempatkan di depan sayap utama dengan menggunakan *canard*. Dengan menggunakan *canard*, maka aliran dijaga tetap laminar agar pesawat dapat terbang stabil. Penambahan

canard pada pesawat dapat meningkatkan nilai gaya angkat (*lift*) tanpa harus menambah luasan sayap. Apabila luasan sayap ditambah, maka nilai gaya hambat (*drag*) akan meningkat. Sehingga, efisiensi terbang dapat ditingkatkan dengan menambah *canard* pada pesawat.

Kroo meneliti tentang pengaruh penambahan *canard* pada vortisitas sayap delta menggunakan metode *water tunnel*. Penelitian ini dilakukan dengan teknik visualisasi aliran untuk mengamati lokasi terjadinya kerusakan pusaran. Variasi yang dilakukan yaitu kemiringan pada pergerakan sudut *pitch*. Penambahan *canard* dapat menghilangkan kerusakan pusaran dan gerakan *pitch* lebih dinamis. Penghilangan pusaran paling menguntungkan diperoleh ketika *canard* terletak sangat dekat terhadap sayap utama delta. Konfigurasi model *pitch* naik saat kecepatan tinggi, dan *pitch* turun saat kecepatan lambat [3].

Penelitian pesawat sayap *canard* pernah dilakukan oleh beberapa peneliti salah satunya oleh Wibowo. Penelitian tersebut dilakukan menggunakan pesawat UAV yang sudah ditambahkan *canard* untuk mengetahui karakteristik aerodinamika. Penelitian tersebut menguji pengaruh *canard* terhadap berbagai sudut serang pada kecepatan *subsonik*. Jarak dan dimensi ditentukan terhadap sayap utama. Pada penelitian ini didapat hasil penambahan *canard* dapat meningkatkan gaya angkat total pesawat ditunjukkan dengan meningkatnya *coefficient of lift*, separasi pada sudut serang dapat ditunda sehingga menghindari stall dan peningkatan kestabilan pesawat UAV [4].

Pengujian ini dilakukan menggunakan *water tunnel*. *Water tunnel* adalah alat uji yang digunakan untuk mengetahui visualisasi aliran pada pesawat ketika pesawat dilewati suatu aliran dan alat uji untuk mengukur gaya angkat (*lift*) serta gaya hambat (*drag*). *Water tunnel* sangat ideal untuk studi visualisasi aliran. Hasil dari pengujian *water tunnel* yang didapat lebih detail dan lebih jelas saat menampilkan tinta untuk visualisasi aliran. Sehingga harapan dari hasil visualisasi aliran tersebut akan didapat karakter dari pesawat yang diuji.

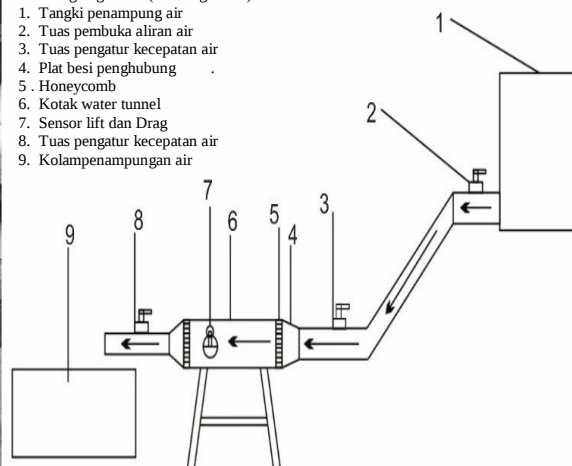
2. Pembahasan

Penelitian ini menggunakan alat yang disebut *water tunnel*. Mekanisme *water tunnel* adalah air yang berada pada tangki air dialirkan melalui pipa dengan diameter 6 inch menuju kaca *water tunnel*. Didalam pipa dan ujung dari kaca *water tunnel* tersebut terdapat *honeycomb*. *Honeycomb* merupakan penyearah aliran, agar aliran yang terbentuk menjadi laminar. Setelah air melewati kaca lalu air dialirkan menuju penampungan air. Setelah air pada penampungan penuh air dinaikkan kembali menuju tangki air menggunakan pompa air. Terlihat pada Gambar 1.



Keterangan gambar (nomor gambar):

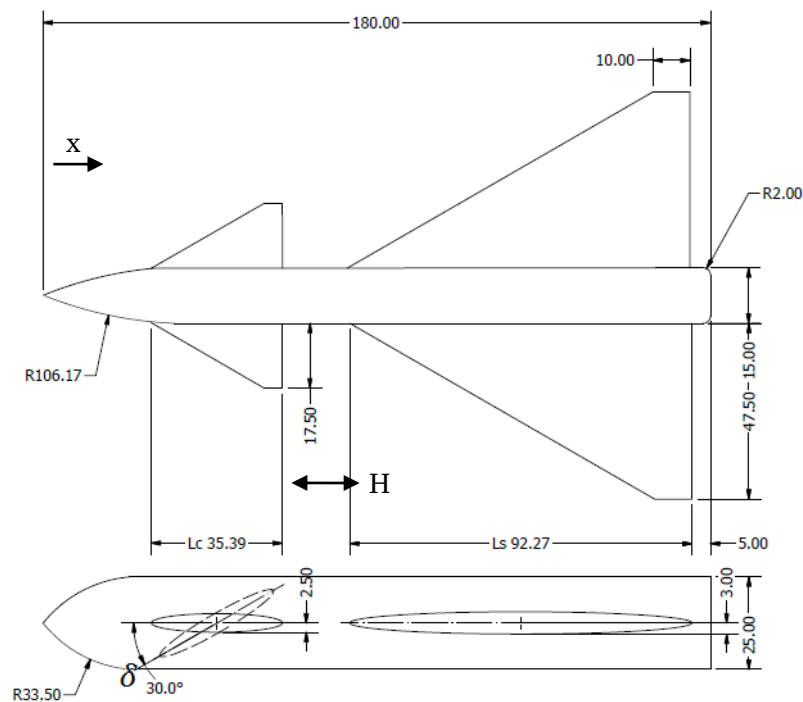
1. Tangki penampung air
2. Tuas pembuka aliran air
3. Tuas pengatur kecepatan air
4. Plat besi penghubung
5. Honeycomb
6. Kotak water tunnel
7. Sensor lift dan Drag
8. Tuas pengatur kecepatan air
9. Kolam penampungan air



Gambar 1. Water Tunnel

Penelitian tentang investigasi penggunaan GAMA *water tunnel* pada sayap *delta* menunjukkan bahwa hasil pengujian yang didapat dari metode *water tunnel* hampir sama dengan pengujian menggunakan CFD. Nilai-nilai dan hasil visualisasi yang diperoleh dari pengujian menggunakan *water tunnel* memiliki perbedaan 1-5% dibandingkan menggunakan CFD, tidak memiliki perbedaan yang signifikan sehingga masih masuk ke dalam toleransi [5].

Benda uji digambar menggunakan CAD dengan *model* seperti terlihat pada Gambar 2 sesuai desain berikut:



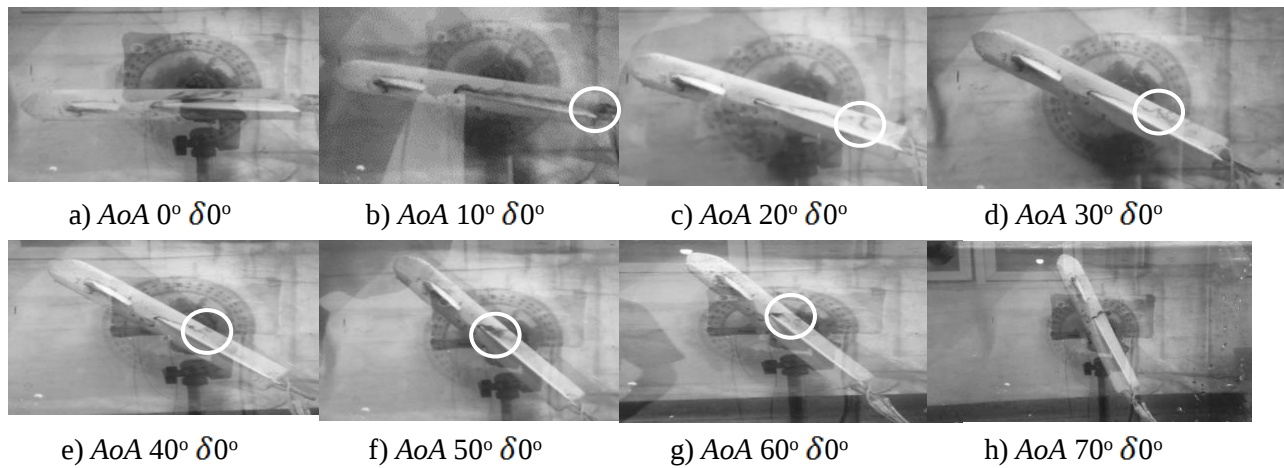
Gambar 2. Gambar Model Pesawat

Model yang digunakan adalah 4 model, 4 model tersebut memiliki bentuk dan ukuran yang sama. Perbedaannya adalah posisi canard dan kemiringan sudut dari *canard* yaitu 0° dan 30° seperti terlihat pada Tabel 1. Selanjutnya *file* disimpan ke dalam bentuk *file.stl* sehingga dapat dicetak menggunakan printer 3D.

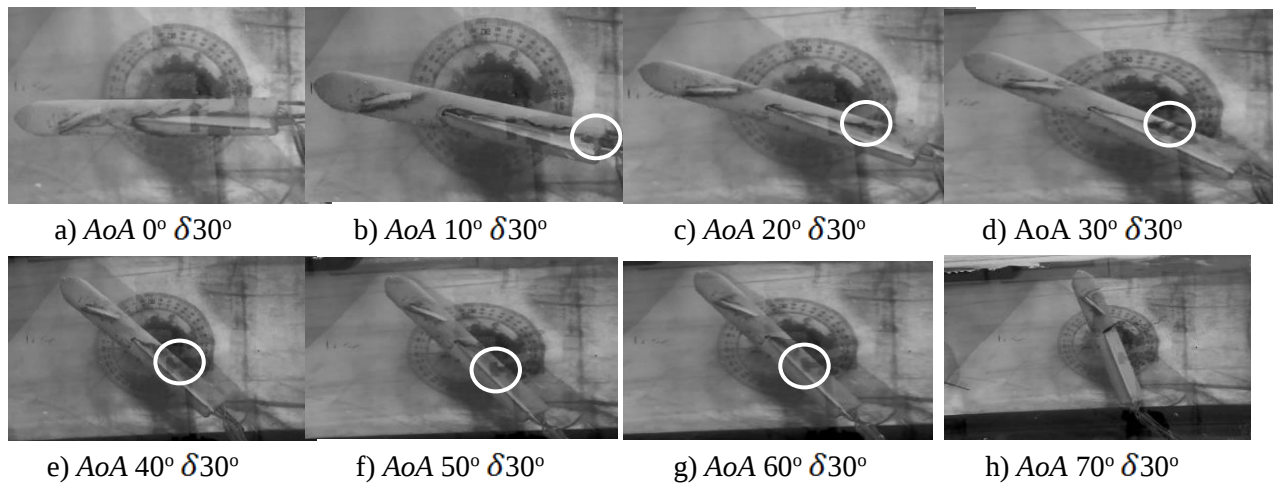
Tabel 1. Keterangan Model Pesawat

No	Model	H	δ
1	Pesawat A	0 mm	0°
2	Pesawat B	17,715 mm	30°
3	Pesawat C	0 mm	0°
4	Pesawat D	17,715 mm	30°

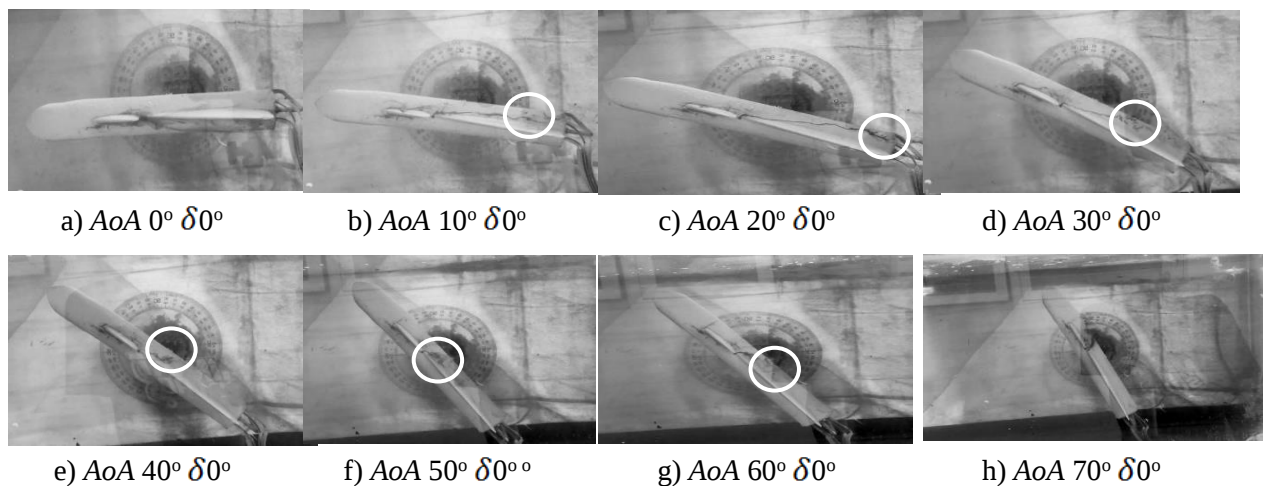
Pada pengujian visualisasi, perbedaan tekanan terjadi antara bagian atas dan bagian bawah sayap model pesawat A, B, C serta D. Perbedaan tekanan ini terjadi pada *Angle of Attack* (AoA) tertentu, sehingga menghasilkan aliran *vortex* di daerah sekitar *canard* maupun *main wing*. Pengujian model pesawat menggunakan AoA 0°, 10°, 20°, 30°, 40°, 50°, 60° dan 70°. Hasil visualisasi aliran ditampilkan pada Gambar 3, 4, 5 dan 6.



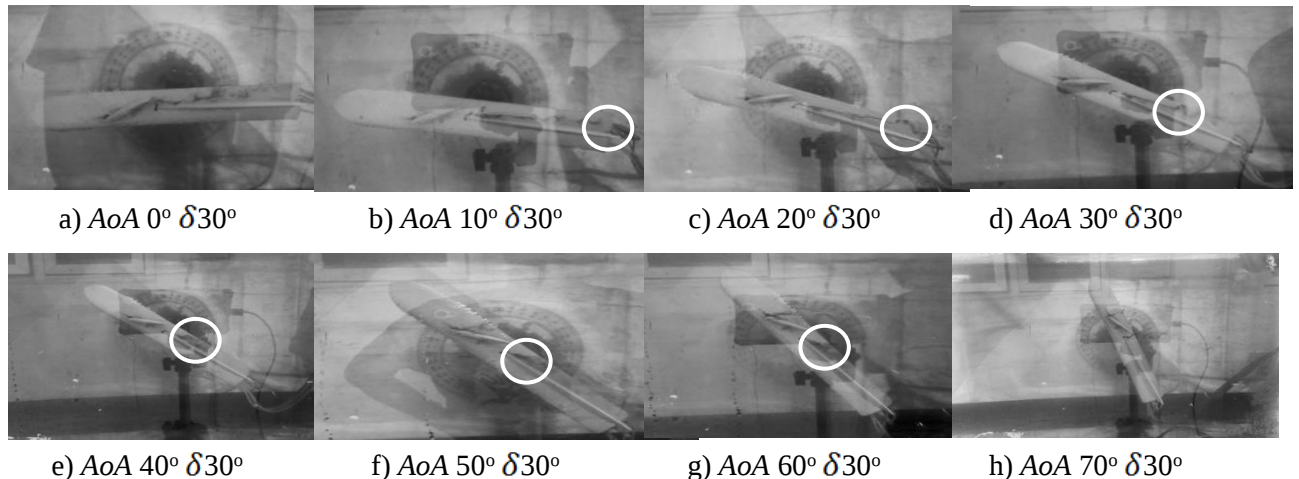
Gambar 3. Hasil Visualisasi Model Pesawat A untuk Variasi AoA



Gambar 4. Hasil Visualisasi Model Pesawat B untuk Variasi AoA

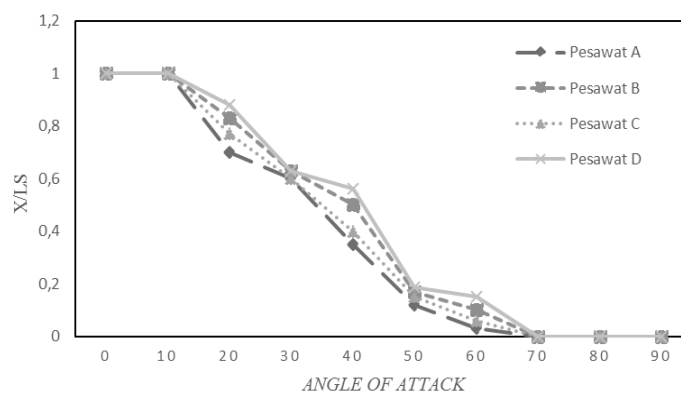


Gambar 5. Hasil Visualisasi Model Pesawat C untuk Variasi AoA



Gambar 6. Hasil Visualisasi Model Pesawat D untuk Variasi AoA

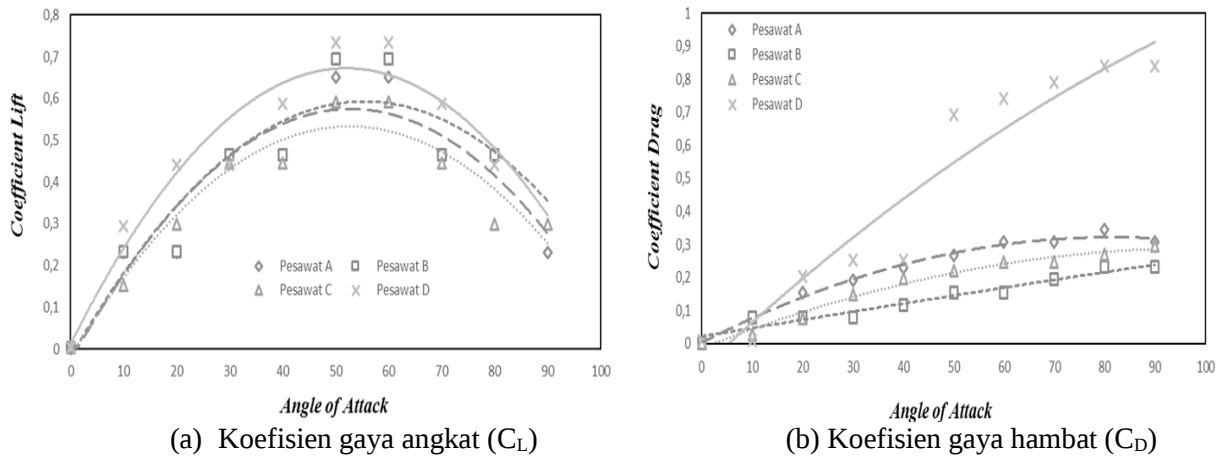
Dari hasil visualisasi pada AoA 0° aliran *vortex core* belum terbentuk. aliran *vortex core* mulai terbentuk pada AoA 10° , *vortex breakdown* terjadi pada *trailing edge*. Pada AoA yang lebih tinggi yaitu AoA 20° *vortex core* yang terbentuk semakin jelas terlihat. Pada AoA 20° menunjukkan terjadi nya *vortex core* yang terjadi model pesawat D lebih panjang dibandingkan dengan model pesawat A, B, dan C. Pada AoA 30° *vortex core* yang terbentuk semakin pendek mendekati *leading edge*, *vortex breakdown* terjadi pada $\frac{3}{5}$ dari *main wing*. Pada AoA 40° dari empat model pesawat, *vortex core* yang terjadi pada model pesawat A semakin pendek dibandingkan model pesawat B, C dan D. Pengaruh posisi sudut *canard* 30° mulai terlihat yaitu *vortex core* yang terbentuk lebih panjang dibandingkan model pesawat yang mempunyai defleksi *canard* 0° . Pada AoA 50° menunjukkan *vortex core* yang terjadi semakin mendekati *leading edge*. Pada AoA 60° semua model pesawat masih terbentuk *vortex core*, model pesawat dengan sudut defleksi *canard* 30° menunjukkan *vortex core* yang terjadi lebih panjang dibandingkan dengan model pesawat dengan sudut defleksi *canard* 0° . Pada AoA 70° menunjukkan semua model pesawat sudah tidak terbentuk *vortex core*. Gambar 7 menunjukkan lokasi terjadinya *vortex breakdown* untuk masing-masing model pesawat pada variasi AoA.



Gambar 7. Grafik terjadinya *Vortex Breakdown*

Pada hasil pengukuran lift terhadap AoA seperti yang ditampilkan pada grafik C_L terhadap AoA pada Gambar menunjukkan nilai C_L dari setiap model pesawat. Apabila AoA melebihi batas maksimum, maka harga C_L akan menurun dan menunjukkan stall telah terjadi. Gambar 8(a) menunjukkan bahwa setelah harga C_L berada pada nilai tertinggi kemudian ketika nilai AoA diperbesar, maka akan berakibat nilai C_L mulai menurun dan terjadi kondisi *stall*. Nilai C_L tertinggi semua model pesawat terjadi pada AoA 60° . Pada AoA 70° menunjukkan nilai *lift* mulai mengalami penurunan.

Sedangkan pada hasil pengukuran drag terhadap AoA seperti yang ditampilkan pada Gambar 8 (b) menunjukkan harga C_D dari setiap model pesawat. Harga C_D pada setiap model pesawat akan tinggi jika sudut serang AoA pada pesawat semakin besar. Setiap model pesawat didapat nilai C_D tertinggi yang dapat dicapai pada AoA 90° .



Gambar 8. Grafik C_L dan C_D terhadap sudut serang (AoA)

3. Kesimpulan

1. Defleksi sudut *canard* pada model pesawat mempengaruhi lokasi terjadinya *vortex breakdown*. Pada AoA 60° semua pesawat masih terbentuk *vortex core*, model pesawat dengan sudut defleksi *canard* 30° menunjukkan *vortex core* yang terjadi lebih panjang dibandingkan dengan model pesawat dengan sudut defleksi *canard* 0° .
2. Semua model pesawat menunjukkan *trend line* yang hampir sama. C_L maksimal terjadi pada AoA 60° . Pada AoA 70° nilai C_L mengalami penurunan hal ini menandakan bahwa pesawat sudah tidak mempunyai gaya angkat (*lift*) sehingga mengalami *stall*.
3. Defleksi sudut *canard* 30° dapat menaikkan gaya angkat pada AoA 60° ditunjukkan dari hasil visualisasi dimana posisi terjadinya *vortex breakdown* terjadi pada 0,17 bagian dari *main wing*.

Daftar Pustaka

- [1]. Torenbeck, E., 2013. *Advanced Aircraft Design*, 1st ed. ISBN: 9781118568101, John Wiley & Son, Ltd., Oxford. UK.
- [2]. Sterkenburg, Ronald, dkk. 2012. *Aviation Maintenance Technician Handbook—Airframe Volume 1*. Oklahoma : Federal Aviation Administration
- [3]. Kroo, I. 1997. *Applied Aerodynamics: A Digital Textbook*, Stanford, CA : Desktop, Aeronautics.Wibowo
- [4]. Wibowo, S.B., dan Basuki, B. 2014. Studi Numerik Pengaruh *Canard* pada Karakteristik Aerodinamika Pesawat Udara Tanpa Awak Drone, Seminar Nasional Teknologi Terapan (SNTT), Universitas Gadjah Mada, Yogyakarta
- [5]. Wibowo, S.B., Sutrisno, Tri Agung Rohmat, Zainuri Anwar, Firdaus R. Syadi, Reza Mahardika, and Wega F. Naufal. 2018. *An Investigation Into The Use Of GAMA Water Tunnel for Visualization Of Vortex Breakdown on The Delta Wing*. Departemen Teknik Mesin dan Industri, Departemen Teknik Mesin, Universitas Gadjah Mada, Yogyakarta