

UPAYA PENINGKATAN GAYA ANGGAT PADA MODEL AIRFOIL DENGAN MENGGUNAKAN *VORTEX GENERATOR*

Sukoco

Staf Pengajar Jurusan Teknik Mesin Fakultas Teknik Universitas Janabdra
Jl. Tentara Rakyat Mataram 55-57 Yogyakarta 55231 Telp/Fax . (0274) 543676
skcujb@yahoo.com

ABSTRACT

Aerodynamic characteristics of a test object is very important in the field of aerodynamics applications intended to obtain aerodynamic shapes. This study aims to determine how much influence the vortex generator to lift and drag force on airfoil models of an airplane.

In this study apply the experimental method to create the conditions of a model airplane wing. The object of research using the two types of models wings, with vortex generators and without vortex generators. Both models were tested in the wind tunnel and then retrieved object data through observation, literature and interviews. All the data obtained are analyzed and discussed.

The results showed the larger lift and drag on the airfoil model with vortex generator than the lift and drag on the airfoil model that does not use a vortex generator.

Keywords: Airfoil, lift, drag, Vortex Generator.

PENDAHULUAN

Upaya pengembangan dan penelitian *airfoil* atau sayap pesawat terbang sudah mulai dilakukan sejak abad 19. Meskipun saat itu telah diketahui bahwa plat datar pun dapat membangkitkan gaya angkat pada sudut serang tertentu, namun ada kecenderungan pemikiran bahwa bentuk *airfoil* melengkung yang menyerupai bentuk sayap burung dapat menghasilkan gaya angkat yang lebih baik.

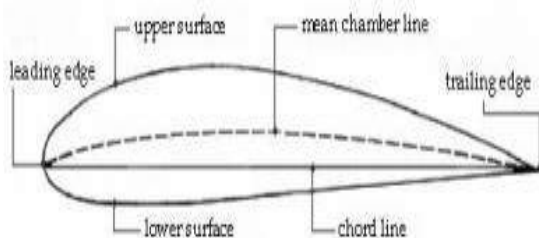
Paten bentuk *airfoil* pertama tercatat atas nama Horatio F. Phillips pada tahun 1884. Phillips adalah seorang kebangsaan Inggris yang pertama kali melakukan pengujian terowongan angin. Pada waktu yang hampir bersamaan, Otto Lilienthal memiliki ide yang sama. Setelah melakukan pengukuran yang lebih teliti terhadap bentuk sayap burung, ia menguji bentuk *airfoil* dengan kelengkungan pada mesin pemutar dengan diameter 7 meter. Lilienthal percaya bahwa kunci sukses untuk

melakukan penerbangan adalah dengan menggunakan *airfoil* lengkung atau *ber-chamber*.

Tahun 1902 Wright bersaudara melakukan pengujian *airfoil* mereka di terowongan angin, untuk mengembangkan bentuk yang efisien yang kemudian memicu keberhasilan mereka pada penerbangan pertama 17 Desember 1903. *Airfoil* yang digunakan Wright bersaudara sangat mirip dengan desain dari Otto Lilienthal, yaitu tipis dan melengkung. Hal ini dimungkinkan karena pegetesan *airfoil* pada masa awal dilakukan pada bilangan Reynold yang sangat rendah. Pemikiran salah bahwa *airfoil* yang efektif harus memiliki bentuk tipis dan kelengkungan tinggi merupakan alasan pesawat udara yang pertama menggunakan sayap ganda (*biplanes*). Bentuk *airfoil* tipis dan kelengkungan tinggi kemudian semakin ditinggalkan dan menyusut jumlahnya secara bertahap dalam kurun waktu satu dekade berikutnya.

Dalam ilmu aerodinamika, setiap benda yang bergerak di udara akan mengalami gaya-gaya aerodinamik. Gaya-gaya aerodinamik ini umumnya dibagi menjadi dua komponen, yaitu gaya yang bekerja tegak lurus terhadap aliran udara, dinamakan gaya angkat (*lift*) dan gaya yang sejajar dengan arah aliran udara disebut gaya hambat (*drag*). Pada aliran udara kecepatan lebih rendah dari kecepatan suara (subsonic), *drag* ditimbulkan dari dua komponen yaitu hambatan gesekan dan hambatan tekanan. Berdasarkan latar belakang tersebut maka perlu adanya penelitian tentang pengaruh *vortex generator*.

Bentuk *airfoil* yang mendapatkan hak paten pertama dikembangkan oleh *Horatio F Philips* pada tahun 1884. *Philips* adalah orang Inggris pertama yang melakukan eksperimen *airfoil* di dalam terowongan angin secara serius. Dalam tahun 1902, Wright bersaudara melakukan percobaan *airfoil* mereka sendiri di dalam terowongan angin, dengan mengembangkan bentuk efisien yang menyumbang keberhasilan pertama mereka pada tanggal 17 Desember 1903 (Sardjandi, 1987).



Gambar 1. Airfoil

Airfoil adalah bentuk dari suatu sayap yang dapat menghasilkan gaya angkat (*lift*) atau efek aerodinamika ketika melewati suatu aliran udara. *Airfoil* merupakan bentuk dari potongan melintang sayap yang dihasilkan oleh perpotongan tegak lurus terhadap pesawat, dengan kata lain *airfoil* merupakan bentuk sayap secara dua dimensi seperti pada gambar 1.

Ketika melewati atau dilewati suatu aliran udara, disekitar penampang *airfoil* akan terjadi

perbedaan kecepatan aliran udara di atas sayap pesawat dan di bawah sayap pesawat. Kecepatan udara yang melewati permukaan atas sayap pesawat cenderung akan lebih cepat daripada kecepatan udara yang melewati permukaan bagian bawah sayap. Perbedaan kecepatan ini akan memicu adanya perbedaan tekanan udara di atas sayap pesawat dan di bawah sayap pesawat. Karena kecepatan berbanding terbalik dengan tekanan, maka tekanan udara di atas sayap pesawat akan lebih kecil dibanding dengan tekanan udara di bawah sayap pesawat. Karena tekanan bergerak dari tekanan yang besar menuju ke tekanan yang lebih kecil, maka pesawat akan terangkat dan dapat terbang ke udara.

Trailing edge merupakan bagian paling belakang sebuah *airfoil*. *Chord line* merupakan garis lurus yang menghubungkan *leading edge* dan *trailing edge*. *Chord* (c) adalah garis lurus yang menghubungkan *leading edge* dan *trailing edge*. *Main chamber line* merupakan garis yang membagi *airfoil* menjadi dua bagian yang sama. Garis ini berada di antara *upper surface* dan *lower surface*. *Maximum Chamber* (z_c) adalah jarak maksimum antara *main chamber line* dengan *chord line*. Posisi *maximum chamber* diukur dari *leading edge* dalam bentuk presentase *chord*, dan *maximum thickness* (t_{max}) adalah jarak maksimum antara permukaan atas dan permukaan bawah *airfoil* yang juga diukur tegak lurus terhadap *chord line*.

Ada dua teori dalam aerodinamika mengenai *wing* yaitu *finite wing* dan *infinite wing*. Sedangkan pada kenyataannya *wing* dalam keadaan yang sebenarnya adalah *finite wing*. Perbedaan mendasar antara aliran udara pada *finite wing* dengan aliran pada *infinite wing* adalah pada kondisi *infinite wing* distribusi tekanan terjadi disekitar *wing* tidak menimbulkan "leak" dikarenakan pada ujung sayap telah memiliki celah. Sedangkan pada *finite wing*, distribusi tekanan disekitar sayap akan menimbulkan "leak" didaerah ujung sayap. Aliran udara yang demikian inilah

yang disebut dengan *vortex*. *Vortex* terjadi akibat adanya aliran udara yang bertekanan tinggi yang berada di *upper surface* di ujung sayap yang bergerak melingkar ke belakang karena adanya pengaruh dari *relative wind*.

Akibat terjadinya pergerakan aliran udara tersebut, maka akan mempengaruhi aliran udara di *trailing edge* sepanjang sayap yang cenderung bergerak ke bawah, aliran udara ini disebut dengan *downwash*. Arah *relative wind* mengalami perubahan ini juga mengakibatkan perubahan pada *angle of attack*. Pada mulanya *vector lift* tegak lurus terhadap aliran udara lokal (*local relative wind*). Karena perubahan *relative wind*, maka *vector lift* menjadi berubah miring, perubahan ini menimbulkan *drag* yang disebut *induced drag*.

Pada dasarnya V merupakan *relative wind*. V dan W membentuk vektor berupa "*local relative wind*" dan menjadi *downwash* dari arah yang sebenarnya V . Hal ini menimbulkan konsekuensi/akibat yaitu bertambahnya *drag*. Penambahan ini disebut dengan *induced drag*, yang dapat berpengaruh ke dalam beberapa hal.

Wingtip vortices merubah aliran udara pada daerah sayap, dengan demikian terjadi perubahan distribusi tekanan pada permukaan *wing* dan ini akan menimbulkan *drag*.

Karena adanya *downwash*, arah *relative wind* dan sudut serang menjadi berubah. Ini menyebabkan arah vektor *lift* menjadi condong ke belakang, sehingga menghasilkan gaya ke arah *relative wind* yang mengalami perubahan. Dari kejadian tersebut maka selanjutnya akan menimbulkan *drag*.

Sebuah *airfoil* dengan *angle of attack* yang positif membentuk sirkulasi udara pada waktu ujung sayap belakang (*trailing edge*) yang tajam memaksa titik stagnasi di belakang *trailing edge* sedangkan titik stagnasi di depan dan bawah *leading edge* (ujung sayap bagian depan). Gaya angkat (*lift*) adalah gaya yang tegak lurus dengan *relative wind*, sedangkan gaya hambat adalah gaya yang searah atau sejajar dengan *relative wind*. Dengan demikian *airfoil* atau sayap akan terangkat ke atas.

Drag atau hambatan dalam penerbangan terdiri dari dua jenis: *parasite drag* dan *induced drag*. Yang pertama di sebut *parasite drag* karena tidak ada fungsinya sama sekali untuk membantu pesawat untuk dapat terbang, sedang yang kedua di sebut *induced drag* karena dihasilkan atau terbuat dari hasil kerja sayap yang membuat gaya angkat (*lift*). *Parasite drag* terdiri dari dua komponen: *form drag*, yaitu terjadi karena gangguan pada aliran udara melalui badan pesawat. dan *skin friction*, yaitu hambatan dan gesekan dari kulit pesawat.

Dari kedua jenis *parasite drag*, *form drag* adalah yang paling mudah dikurangi pada waktu merancang sebuah pesawat. Secara umum, makin *stream line* bentuk pesawat maka akan menghasilkan bentuk yang mengurangi *parasite drag*. *Skin friction* adalah jenis *parasite drag* yang paling sulit untuk dikurangi. Tidak ada permukaan yang halus secara sempurna. Bahkan permukaan yang dibuat dengan mesin pada waktu diperiksa menggunakan alat atau kaca pembesar, mempunyai permukaan kasar yang tidak rata. Permukaan kasar ini akan membelokkan aliran *stream line* udara pada permukaan, menghasilkan hambatan pada aliran yang lancar. Ada satu lagi elemen yang patut ditambahkan pada waktu membahas *parasite drag* waktu merancang sebuah sayap.

Parasite drag menggabungkan efek dari *form drag* dan *friction drag*. Gabungan ini di sebut *interference drag*. Jika dua benda di letakkan bersebelahan, maka turbulensi yang terjadi bisa mencapai 50-200 persen lebih besar dibanding jika kedua benda tersebut diletakkan terpisah. Tiga elemen ini, *form drag*, *skin friction* dan *interference drag* semua dihitung untuk menentukan *parasite drag* pada sebuah pesawat. Bentuk sebuah objek adalah faktor yang penting dalam *parasite drag*.

Indicated airspeed (kecepatan yang ditunjukkan oleh indikator) adalah sama pentingnya ketika membahas *parasite drag*. *Drag* pada sebuah objek yang berdiri pada posisi yang tepat, relatif terhadap aliran udara yang diberikan, akan bertambah secara kuadrat

dari kecepatan udaranya. Menambah kecepatan dua kali akan menambah *drag* empat kali, menambah ketinggian tiga kali akan menambah *drag* sembilan kali.

Hubungan ini berlaku pada kecepatan *subsonic* (dibawah kecepatan suara). Pada kecepatan yang sangat tinggi (*super sonic*), rasio profil *drag* bertambahannya lebih besar lagi. Seperti kita ketahui dalam fisika bahwa tidak ada sistem mekanik yang bisa 100 persen efisien. Maksudnya, apapun bentuknya dari sebuah sistem, maka sebuah usaha akan memerlukan sebuah usaha tambahan yang akan diserap atau hilang dalam sistem tersebut. Makin efisien sebuah sistem, makin sedikit kehilangan usaha ini.

Sifat aerodinamik dalam penerbangan yang datar menghasilkan daya angkat yang dibutuhkan yaitu *induced drag*. *Induced drag* pasti ada ketika sayap menghasilkan gaya akan dan faktanya jenis *drag* ini tidak akan dipisahkan dari produksi gaya angkat. Koefisien *drag* ini selalu muncul pada saat gaya angkat dihasilkan.

Koefisien *lift*, biasa dilambangkan dengan (C_L), merupakan koefisien yang berhubungan dengan *lift* yang dihasilkan pada suatu *airfoil*. Koefisien *lift* sangat berpengaruh terhadap performance suatu pesawat. Nilai koefisien *lift* akan berubah dengan dirubahnya juga nilai dari sudut serang. Variasi koefisien *lift* (C_L) terhadap sudut serang (α) suatu *airfoil*, nilai C_L akan bertambah secara linier seiring naiknya juga nilai α , hingga pada suatu titik nilai C_L akan mencapai nilai maksimum.

Adapun persamaan dari koefisien *lift* (C_L) adalah:

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S} \dots\dots\dots(1)$$

Secara fisik sumber koefisien gaya hambat pada *airfoil* adalah gesekan antara permukaan *airfoil* dan udara (*skin friction drag*). Selain itu juga bisa bersumber dari aliran udara yang berbeda dari *airfoil* (*pressure drag*). Jumlah keduanya memberikan gaya hambat. Sedangkan

secara umum *drag* adalah gaya hambat yang dikarenakan adanya gesekan antara permukaan pesawat (*wing fuselage* dan instrumen lain yang ada di pesawat) dengan udara. *Drag* merupakan komponen gaya aerodinamika yang sejajar dengan kecepatan terbang pesawat, tetapi arahnya berlawanan. Seperti pada paragraf di atas *drag* terdiri dari 2 (dua) jenis, yaitu *induced drag* dan *parasite*.

Induced drag merupakan gaya hambat yang terjadi karena adanya gaya angkat atau *lift* pada sayap. *Induced drag* biasanya terjadi pada pesawat yang sedang tinggal landas dan juga pada waktu mendarat, yaitu pada saat harga C_L atau α yang tinggi. Seperti rumus *drag* sebelumnya, untuk persamaan rumus *induced drag* adalah sebagai berikut:

$$D_i = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot C_{Di} \cdot S \dots\dots\dots(2)$$

Dimana D_i adalah gaya hambat karena terjadinya gaya angkat atau *induced drag* dan C_{Di} koefisien gaya hambat karena adanya gaya angkat atau koefisien *induced drag*.

Vortex Generator (VG) adalah aerodinamis permukaan, yang terdiri dari baling-baling kecil atau benjolan yang dipasang pada bagian luar pesawat yang menciptakan pusaran. *Vortex generator* dapat ditemukan pada banyak kendaraan maupun pesawat, tetapi *vortex generator* ini paling sering digunakan dalam desain pesawat terbang.

Vortex generator berfungsi untuk menunda separasi aliran. Untuk mengatasi masalah ini, maka *vortex generator* dipasang pada permukaan luar pesawat. Pada pesawat dipasang pada tiga bagian depan sayap untuk menjaga aliran udara yang selalu stabil atas permukaan control pada *trailing edge*. Biasanya empat persegi panjang atau segitiga, sekitar 80% setinggi lapisan batas, dan berjalan dalam garis *spanwise* dekat bagian yang paling tebal dari sayap. *Vortex generator* diposisikan miring sehingga mereka memiliki sudut serangan sehubungan dengan aliran udara lokal.

Vortex generator dipasang untuk meningkatkan kualitas terbang, tetapi setiap aplikasi memiliki perusahaan sendiri. Sebuah diskusi singkat tentang *vortex generator* diperlukan sebelum keputusan desain proses untuk aplikasi tertentu dapat dilaksanakan. Seperti dapat dilihat dari gambar sebelumnya, *vortex generator* digunakan dalam berbagai macam ukuran dan kombinasi, dan dapat dipasang diberbagai bagian pesawat terbang. Setiap bagian memiliki kesamaan, dan semua *vortex generator* bergerak seperti miniatur sayap, masing-masing tegak lurus ke permukaan, dan menciptakan gaya angkat. Dengan terciptanya gaya angkat, dari masing-masing bentuk *vortex generator* dapat mempengaruhi aliran.

Vortex generator telah digunakan untuk meningkatkan kecepatan pesawat, meningkatkan batas persamaan awal, meningkatkan otoritas kontrol, dan mengurangi getaran yang disebabkan oleh pemisahan lapisan batas pada beberapa jenis pesawat.

METODE PENELITIAN

Penelitian ini termasuk penelitian dengan menggunakan metode eksperimen. Sebagai subyek dalam eksperimen yang digunakan dalam pengujian adalah *airfoil* simetris NACA0012 yang merupakan *airfoil 4 series* dengan maksimum *chamber 0% chord*, memiliki posisi maksimum *chamber 0%* pada *chord line* dalam sepersepuluh *chord* dari *leading edge* dan ketebalan maksimum 12 %-13 % *chord*.

Dalam pengujian *airfoil* ini menggunakan terowongan angin atau *wind tunnel*. Tempat penelitian di laboratorium aerodinamika Sekolah Tinggi Teknologi Adisucipto Yogyakarta. *Wind tunnel* digunakan untuk mengetahui besar kecilnya nilai *lift* dan *drag* yang dihasilkan dari kedua benda uji untuk berbagai variasi sudut serang serta kecepatan angin yang berbeda di dalam *wind tunnel*. Jenis *wind tunnel* yang digunakan dalam pengujian ini adalah jenis *low subsonic wind tunnel*.

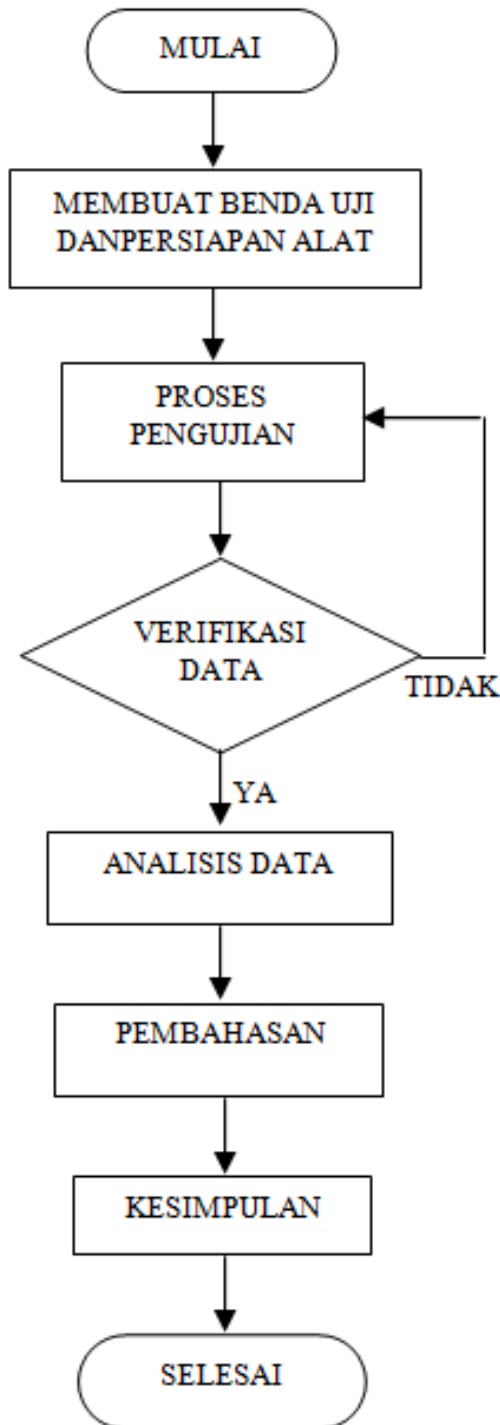
Proses pengumpulan data yang dilakukan dengan mengamati langsung pada proses

percobaan atau eksperimen metode ini untuk mendapatkan data yang diperlukan, selanjutnya dilengkapi dengan minta keterangan atau penjelasan dari para petugas yang terkait dengan data tersebut, misalnya laboran, ahli aerodinamika, praktisi yang bertujuan untuk verifikasi data hasil pengamatan

Model benda uji menggunakan *airfoil* NACA simetris, meterial berbahan seng plat dengan menggunakan *vortex generator* yang berbeda dengan spesifikasi seperti gambar 3 dan gambar 4.

Langkah-langkah pengujian dalam rangka pengambilan data gaya angkat dan gaya hambat sebagai berikut: mencatat tekanan dan temperature ruangan (sebelum dan sesudah percobaan); memasang dan meletakan timbangan pengukuran gaya angkat dan gaya hambat pada tempat penyangga timbangan di bawah seksi uji; memasang benda uji yang akan diujikan; mengatur sudut serang *airfoil*, di mulai dari 0°, 5°, 10°, 15°, dan 20°, pergeseran sudut serang dengan mengendurkan sudut pengencang, apabila telah sesuai dengan sudut serang yang diinginkan maka sekrup-sekrup pengencang harus kembali di kencangkan; mengatur tombol pengaturan kecepatan aliran udara hingga mencapai kecepatan tertentu di mulai dari kecepatan 10 m/s, 15 m/s, 20 m/s, 25 m/s; mencatat kedudukan setimbang dari pemberat untuk *lift* dan *drag*; selanjutnya secara berturut-turut dengan variasi sudut serang dan kecepatan yang berbeda.

Langkah selanjutnya analisis data; dengan analisis ini data yang di peroleh dari hasil pengamatan pada pengujian menggunakan 2 (dua) buah model sayap yang menggunakan *vortex generator* dan tidak menggunakan *vortex generator*, selanjutnya data diverifikasi untuk mendapatkan data yang valid dan reliabel dengan membandingkan data yang terdapat pada literatur maupun wawancara dengan laboran maupun para ahli yang kemudian di analisis dengan statistik sederhana diantaranya rata-rata, tabel, garfik.



Gambar 2. Diagram Alir pengujian

Gambar 3. Model *airfoil* tanpa *vortex generator*Gambar 4. Model *airfoil* dengan *vortex generator*

HASIL DAN PEMBAHASAN

Secara umum hasil penelitian yang berupa data tentang *lift* dan *drag* yang dihasilkan dari pengujian dengan berbagai variasi sudut serang dan kecepatan dilaporkan dalam bentuk tabel berikut, selanjutnya dibahas dengan membanding-bandingkan dengan penelitian terdahulu serta perhitungan secara teoritis dan akhirnya dapat disimpulkan.

Dari hasil pengujian ekperimental yang telah dilakukan di dalam *wind tunnel* dengan berbagai variasi sudut serang dan kecepatan, telah didapatkan hasil pengujian dari pengujian nilai *lift* dan *drag* dari *airfoil* simetris yang menggunakan *Vortex Generator* dan tidak menggunakan *vortex generator* adalah sebagai berikut:

Hasil pengukuran *lift* dan *drag*

a. Pengujian pada kecepatan 10 m/s

Dari tabel 1 *lift* versus sudut serang α , untuk *airfoil* NACA simetris pada gambar dapat dilihat bahwa sudut serang 0° untuk nilai benda uji yang menggunakan *vortex generator* 0,1 sedangkan yang tidak menggunakan *vortex generator* nilainya 0. Hal ini dikarenakan *airfoil* yang berbentuk simetris sehingga terjadi perbedaan tekanan dipermukaan, pada sudut serang *relative* kecil dan sedang, *lift* terhadap kenaikan α dan nilai *lift* akan meningkat secara linier, karena pada daerah ini aliran udara *streamline* pada seluruh permukaan sayap. Tetapi dengan kenaikan α , aliran udara cenderung mengalami pemisahan pada sayap sehingga terbentuk *wake* di belakang *airfoil*.

Terjadinya separasi aliran ini menyebabkan berkurangnya gaya angkat, dan kondisi ini disebut *stall* dan harga *lift* (*L*).

Tabel 1. *Lift* dan *Drag* Kecepatan 10 m/s

Kecepatan v = 10 m/s sudut serang α°	<i>Airfoil</i> yang menggunakan Vortex generator (VG)		<i>Airfoil</i> yang tidak menggunakan Vortex generator (VG)	
	Lift (N)	Drag (N)	Lift (N)	Drag (N)
0°	0,10	0,07	0	0,05
5°	0,20	0,07	0,30	0,06
10°	0,25	0,10	0,07	0,08
15°	0,26	0,14	0,12	0,06
20°	0,23	0,18	0,14	0,15

Untuk sayap yang menggunakan *vortex* nilai maksimum *lift* nya adalah 0,5 N dan sayap yang tidak menggunakan *vortex* nilai maksimum *lift* nya adalah 0,3 N. Dengan diketahuinya harga maksimum *lift* merupakan aspek penting dalam unjuk kerja *airfoil*, karena menentukan kecepatan pesawat terbang. Pada sudut serang α , dapat dilihat pada kecepatan v = 10 m/s pada sudut serang relatif kecil dan sedang, *drag* terhadap kenaikan nilai *drag* cenderung meningkat, meskipun nilai *drag airfoil* yang menggunakan *vortex generator*. Pada tabel 1 dapat dilihat ada kenaikan *drag* yang terjadi pada *airfoil* yang tidak menggunakan *vortex generator* pada 15° dan 20° sampai menjelang *stall*. Pada *airfoil* yang menggunakan *vortex generator drag stall* lebih awal dari pada *airfoil* yang tidak menggunakan *vortex*.

b. Pengujian pada kecepatan 15 m/s

Dari tabel 2 *lift* versus sudut serang α , untuk NACA simetris pada kecepatan v= 15m/s, pada gambar dapat dilihat pada sudut serang 5° – 10° *lift airfoil* terhadap kenaikan α nilai α naik, kenaikan signifikan pada *airfoil* yang tidak menggunakan *vortex generator* juga mengalami kenaikan akan tetapi tidak seperti *airfoil* yang tidak menggunakan *vortex generator*. Akan tetapi pada grafik terlihat *airfoil* yang tidak menggunakan *vortex generator stall* lebih awal, untuk sayap yang tidak menggunakan *vortex*

generator nilai maksimum *lift*-nya sebesar 0,33 N, pada sudut serang 10° dan sayap yang menggunakan *vortex generator* nilai *lift* terbesar adalah 0,67 pada sudut serang 10°, Dengan diketahui harga maksimumnya *lift* merupakan aspek penting pada unjuk kerja *airfoil*, karena menentukan kecepatan pesawat terbang.

Tabel 2. *Lift* dan *Drag* Kecepatan 15 m/s

Kecepatan v = 15 m/s sudut serang α°	<i>Airfoil</i> yang menggunakan Vortex generator (VG)		<i>Airfoil</i> yang tidak menggunakan Vortex generator (VG)	
	Lift (N)	Drag (N)	Lift (N)	Drag (N)
0°	0,46	0,12	0	0,10
5°	0,52	0,13	0,17	0,12
10°	0,67	0,18	0,33	0,16
15°	0,56	0,27	0,23	0,24
20°	0,42	0,37	0,29	0,31

Dari tabel 2, *drag* versus sudut serang di atas dapat dilihat pada v = 15 m/s pada sudut serang relatif kecil dan sedang, *drag* terhadap kenaikan sudut serang yakni pada α 15° – 20°. Peningkatan *drag* kedua *airfoil* terjadi secara linier, akan tetapi pada kecepatan 15 m/s pada grafik menunjukkan *drag airfoil* yang tidak menggunakan *vortex generator* lebih besar di banding dengan yang menggunakan *vortex generator*.

c. Pengujian pada kecepatan 20 m/s

Tabel 3. *Lift* dan *Drag* Kecepatan 20 m/s

Kecepatan v = 20 m/s sudut serang α°	<i>Airfoil</i> yang menggunakan Vortex Generator (VG)		<i>Airfoil</i> yang tidak menggunakan Vortex Generator (VG)	
	Lift (N)	Drag (N)	Lift (N)	Drag (N)
0°	0,50	0,29	0,19	0,21
5°	0,77	0,31	0,63	0,22
10°	1,19	0,32	1,10	0,28
15°	1,30	0,46	0,40	0,40
20°	0,74	0,60	0,47	0,50

Dari tabel 3 *lift* versus sudut serang α , untuk NACA simetris pada kecepatan 20 m/s, dapat dilihat kenaikan *lift* tidak seperti pada tabel 2 sebelumnya, seiring dengan bertambahnya kecepatan bahwa meskipun pada sudut

serang relatif kecil, *lift* terhadap kenaikan α nilai *lift* cenderung naik signifikan pada sudut serang kecil dan sedang. Pada *airfoil* yang menggunakan *vortex generator stall* lebih awal jika dibanding yang tidak menggunakan *vortex generator*, pada tabel 3 akan lebih terlihat perbedaannya jika dilakukan pengujian lebih detail terhadap sudut serang pada *airfoil* yang tidak menggunakan *vortex generator stall* terjadi pada sudut serang kisaran $10^\circ - 15^\circ$.

Dari tabel *drag* versus sudut serang α di atas, dapat dilihat pada kecepatan $v = 20$ m/s pada sudut serang relatif kecil, *drag* menunjukkan peningkatan. Akan tetapi *drag* tidak mengalami peningkatan yang signifikan. Dari tabel 3 juga dapat dilihat kedua hasil peningkatan dari masing-masing *airfoil* baik yang menggunakan *vortex generator* maupun yang tidak menggunakan *vortex generator*.

d. Pengujian pada kecepatan 25 m/s

Dari pengujian *lift* versus sudut serang α , untuk *airfoil* NACA simetris pada kecepatan $v = 25$ m/s, dapat dilihat kenaikan *lift* seperti pada tabel 4,

Tabel 4. *Lift* dan *Drag* Kecepatan 25 m/s

Kecepatan $v = 25$ m/s sudut serang α °	<i>Airfoil</i> yang menggunakan <i>Vortex generator</i> (VG)		<i>Airfoil</i> yang tidak menggunakan <i>Vortex generator</i> (VG)	
	Lift	Drag	Lift	Drag
	(N)	(N)	(N)	(N)
0°	0,54	0,36	0,44	0,30
5°	1,19	0,38	1,05	0,34
10°	1,92	0,49	1,63	0,44
15°	2,00	0,63	0,76	0,61
20°	1,08	0,92	0,80	0,74

Dari tabel 4 dapat dilihat dengan bertambahnya kecepatan meskipun pada sudut serang relatif kecil, *lift* terhadap kenaikan α nilai *lift* *airfoil* yang menggunakan *vortex generator* cenderung naik pada α relatif kecil sampai sedang, akan tetapi pada kecepatan $v = 25$ m/s *airfoil* yang tidak menggunakan *vortex generator* cenderung lebih dulu mengalami *stall* yaitu pada sudut serang $10^\circ - 15^\circ$, sedangkan

airfoil yang menggunakan *vortex generator* mengalami *stall* pada sudut $15^\circ - 20^\circ$.

Dari tabel 4 *drag* versus sudut serang α , dapat dilihat pada kecepatan $v = 25$ m/s. *Drag* dari kedua benda uji *airfoil* terlihat mengalami peningkatan pada kenaikan α , nilai *drag*-nya cenderung naik secara linier dengan besaran *drag* yang tidak jauh berbeda

Perbandingan koefisien *lift* dan *drag*

a. Koefisien *lift* dan *drag* kecepatan 10 m/s

Dari tabel 5 C_L versus α untuk *airfoil* NACA simetris dapat dilihat bahwa sudut serang 0° nilai koefisien *lift*-nya yang tidak menggunakan VG sebesar 0, sedangkan yang menggunakan VG 0,0298. Hal ini disebabkan karena *airfoil* yang terbentuk simetris sehingga tidak terjadi perbedaan tekanan yang terlalu besar pada *airfoil*. Kemudian secara bertahap nilai C_L akan cenderung naik secara linier sudut serang rendah sampai sedang. Selanjutnya menjelang *stall* bertambah C_L bertambah tidak linier lagi sampai *stall* terjadi. Pada *airfoil* yang tidak menggunakan *vortex generator* nilai C_L max terjadi pada sudut 15° dengan nilai sebesar 0,007737, sedangkan *airfoil* yang menggunakan *vortex generator* nilai C_L max sebesar 0,148788. *Airfoil* yang tidak menggunakan *vortex generator* belum terjadi *stall* sampai sudut serang 20° .

Tabel 5. Koefisien *lift* dan *drag* kecepatan 10 m/s

V = 10 Sudut serang α	Sayap yang tidak menggunakan <i>vortex generator</i> (VG)		Sayap yang menggunakan <i>vortex generator</i> (VG)	
	(C_L)	(C_D)	(C_L)	(C_D)
0°	0	0,017203	0,029758	0,719353
5°	0,008927	0,58513	0,059515	0,719353
10°	0,02083	0,780173	0,074394	1,027648
15°	0,035709	0,58513	0,07737	1,438707
20°	0,041661	1,462825	0,068442	1,849766

Dari tabel 5 koefisien *drag* versus sudut serang α , dapat dilihat pada kecepatan $v = 10$ m/s relatif kecil dan sedang, *drag* terhadap kenaikan

α nilai koefisien *drag* cenderung meningkat, koefisien *drag airfoil* yang menggunakan *vortex generator* lebih tinggi dibanding dengan *airfoil* yang tidak menggunakan *vortex generator*.

Airfoil yang tidak menggunakan *vortex generator* akan mengalami *stall* lebih dulu pada sudut serang 15° dengan nilai koefisien *drag*-nya adalah 0,58513, sedang *airfoil* yang menggunakan *vortex generator* mengalami *stall* pada sudut serang 15° juga, dengan koefisien *drag*-nya sebesar 1,4387.

b. Koefisien *lift* dan *drag* kecepatan 15 m/s

Dari tabel 6 koefisien *lift* dengan sudut serang α untuk *airfoil* NACA simetris pada kecepatan 15 m/s, dapat dilihat bahwa sudut serang 5° - 10° *lift airfoil* terhadap kenaikan α nilai koefisien *lift* naik. Kenaikan yang signifikan ini terjadi pada *airfoil* yang menggunakan *vortex generator*. Pada *airfoil* yang tidak menggunakan *vortex generator* juga mengalami kenaikan akan tetapi tidak seperti pada *airfoil* yang menggunakan *vortex generator*.

Airfoil yang tidak menggunakan *vortex generator* mengalami *stall* pada sudut serang 10° dengan nilai koefisien *lift* sebesar 0,043644, sedangkan *airfoil* yang menggunakan *vortex generator* juga mengalami *stall* pada sudut serang 10° , pada nilai koefisien *lift*-nya sebesar 0,088611. Dengan demikian *airfoil* yang tidak menggunakan *vortex generator* lebih dulu terjadi *stall* dibandingkan dengan *airfoil* yang menggunakan *vortex generator*

Dengan diketahuinya koefisien *lift airfoil* maka digunakan untuk menentukan kecepatan pesawat terbang agar tidak terjadi *stall*.

Tabel 6. Koefisien *lift* dan *drag* kecepatan 15 m/s

V = 15 Sudut serang α	Sayap yang tidak menggunakan vortex generator (VG)		Sayap yang menggunakan vortex generator (VG)	
	(C_L)	(C_D)	(C_L)	(C_D)
0°	0	0,43343	0,060838	0,548079
5°	0,022483	0,520116	0,068773	0,593752
10°	0,043644	0,693487	0,088611	0,822118
15°	0,030419	1,040231	0,074063	1,233177
20°	0,038354	1,343632	0,055547	1,689909

Pada tabel 6 koefisien *drag* dapat dilihat untuk sudut serang sedang sampai tinggi *airfoil* menunjukkan peningkatan secara linier. *Airfoil* yang menggunakan *vortex generator* mempunyai nilai C_D max sebesar 1,689909 sedangkan yang tidak menggunakan *vortex generator* mempunyai nilai C_D max sebesar 1,343632 pada sudut serang α 15° - 20° . Koefisien *drag airfoil* yang menggunakan *vortex generator* mengalami kenaikan yang signifikan sampai menjelang *stall* kira-kira pada α lebih dari 20° .

c. Koefisien *lift* dan *drag* kecepatan 20 m/s

Tabel 7 Koefisien *lift* dan *drag* 20 m/s

V = 20 m/s Sudut serang α	Sayap yang tidak menggunakan vortex generator (VG)		Sayap yang menggunakan vortex generator (VG)	
	(C_L)	(C_D)	(C_L)	(C_D)
0°	0,014135	0,511989	0,037197	0,745045
5°	0,046868	0,536369	0,057283	0,796427
10°	0,081833	0,682652	0,088529	0,822118
15°	0,029758	0,975217	0,096712	1,181795
20°	0,034965	1,219021	0,055051	1,541471

Dari tabel 7 koefisien *lift* dengan sudut serang α , untuk *airfoil* NACA simetris pada kecepatan $v=20$ m/s, dapat dilihat kenaikan koefisien *lift* terhadap kenaikan α nilai koefisien *lift* naik signifikan. Dari tabel 7 dapat dilihat perbedaan koefisien *lift* yang sangat besar pada *airfoil* yang menggunakan *vortex generator* yaitu pada sudut serang 10° - 15° dengan nilai koefisien *lift* sebesar 0,088529, sedangkan koefisien *lift airfoil* yang tidak menggunakan *vortex generator* adalah sebesar 0,081833 pada sudut serang 10° - 15° . Dari pengamatan yang lebih dahulu mengalami *stall* adalah *airfoil* yang tidak menggunakan *vortex generator* dibandingkan dengan *airfoil* yang menggunakan *vortex generator*. Koefisien *drag* dengan sudut serang α , dapat dilihat pada kecepatan 20 m/s pada sudut serang kecil. Dari kedua benda uji mengalami kenaikan yang relatif kecil. *Airfoil* yang menggunakan *vortex generator* mengalami kenaikan relatif tinggi pada sudut

serang 15° dengan nilai koefisien *drag*-nya sebesar 1,181795, sedangkan *airfoil* yang tidak menggunakan *vortex generator* mengalami kenaikan pada sudut serang 15° , dan nilai koefisien *drag*-nya sebesar 0,975217. *Airfoil* yang menggunakan *vortex generator* memiliki nilai koefisien *drag* max sebesar 1,541471 dan yang tidak menggunakan *vortex generator* nilai koefisien *drag*-nya adalah 1,219021

d. Koefisien *lift* dan *drag* kecepatan 25 m/s

Tabel 8. Koefisien *lift* dan *drag* 25 m/s

V = 25 Sudut serang α	Sayap yang tidak menggunakan vortex generator (VG)		Sayap yang menggunakan vortex generator (VG)	
	(C_L)	(C_D)	(C_L)	(C_D)
0°	0,020949	0,468104	0,02571	0,591925
5°	0,049993	0,530518	0,046184	0,62481
10°	0,077608	0,686553	0,091415	0,805676
15°	0,036185	0,951811	0,095224	1,035869
20°	0,03809	1,154656	0,051421	1,512697

Dari tabel 8 koefisien *lift* dengan sudut serang α untuk *airfoil* NACA simetris pada kecepatan $v = 25$ m/s, dapat dilihat kenaikan koefisien *lift* dengan bertambahnya kecepatan pada sudut serang kecil. Pengaruh kenaikan α terhadap koefisien *lift* pada *airfoil* yang menggunakan *vortex generator* naik signifikan pada sudut α kecil sampai mengalami *stall* pada sudut serang 15° , sedangkan yang tidak menggunakan *vortex generator* lebih dulu mengalami *stall* yaitu pada sudut 10° dengan nilai maksimum koefisien *lift*-nya sebesar 0,077608. Sedangkan *airfoil* yang menggunakan *vortex generator* juga mengalami *stall* pada sudut serang 10° dengan nilai maksimum koefisien *lift*-nya sebesar 0,091415. Harga maksimum *lift* merupakan aspek penting pada unjuk kerja *airfoil*, karena menentukan kecepatan pesawat terbang.

Dari tabel 8 koefisien *drag* dengan sudut serang α dapat dilihat pada $v = 25$ m/s untuk sudut serang kecil dan tinggi, *drag* kedua *airfoil* cenderung naik secara linier yang dipengaruhi oleh kenaikan sudut serang α . Besarnya koefisien *drag* mencapai maksimum untuk yang menggunakan *vortex generator* sebesar 1,512697 sedangkan yang tidak menggunakan *vortex generator* 1,514656.

KESIMPULAN

Dari hasil penelitian dan pembahasan pada setiap hasil analisis akhirnya dapat disimpulkan sebagai berikut:

1. Sayap atau *airfoil* yang menggunakan *vortex generator* memiliki *lift* dan *drag* yang lebih besar dibandingkan dengan *airfoil* model yang tidak menggunakan *vortex generator*.
2. Untuk efisiensi aerodinamika tertinggi adalah *airfoil* model yang menggunakan *vortex generator* dengan nilai sebesar 3,918367347 pada sudut serang 10° dan kecepatannya 25 m/s sedangkan yang tidak menggunakan *vortex generator* sebesar 3,928571429 yaitu pada sudut serang 10° dan kecepatan 20 m/s

DAFTAR PUSTAKA

- Anderson, J.J., 1998, Fundamental of Aerodynamic, McGraw Hill-Book Company, New York
- Bertin, J.J., 1996, Aerodynamic for Engineers, Prantice-Hall, Inc, Englewood cliffs, New Jersey.
- Clancy, L.J., 1990, Aerodynamic, A Pitman International Test.
- Sardjandi, D., 1987, Teori Airfoil, Penerbit Institut Teknologi Bandung, Bandung.