



PENGARUH LOKASI KETEBALAN MAKSIMUM AIRFOIL SIMETRIKAL TERHADAP COEFFICIENT DRAG DAN COEFFICIENT LIFT PADA MAIN ROTOR HELIKOPTER BELL 412

Indra Diantoro¹, Ardianto Darmanto², Saefullah³
Teknik Mesin Pertahanan Akademi Militer Magelang^{1,2,3}

indradianoro@nikmesinhan.akml.ac.id¹

ardyanto1974@gmail.com²

saeful.lalu@gmail.com³

Abstract

The principle of objects that can move or forces arising from the movement between an object and air is studied in the science of aerodynamics. Great pressure and speed are gaining the science of aerodynamics. In this study, the analysis of aerodynamic characteristics is carried out by testing the object in the form of a model of an aircraft wing or airfoil of similar shape with 3 types of different thicknesses in small scale sizes. The three models were tested using wind tunnel and smoke tunnel to see the resulting air flow and the resulting lift force comparison. In this final project that will be discussed further is the influence of aerodynamics in the world of aviation we are familiar with the coefficient of lift, the coefficient of drag force and also the distribution of the resulting pressure. The method used is simulation analysis method. Simulation is done by making a model of a similar-shaped aircraft wing with a thickness of 15%, 20% and 30%, then tested using a Wind Tunnel and Smoke Tunnel. The purpose of this study was to determine the results of the study variations in the maximum thickness of the symmetrical airfoil using a fixed speed of 20 m/s and an angle of attack of -9°, -6°, -2°, 0°, 5°, 10°, 15° against the coefficient of lift, drag coefficient and the maximum pressure distribution.

Keywords: *airfoil, symmetrical, Lift coefficient, Drag coefficient, smoke tunnel, wind tunnel.*

Abstrak

Prinsip tentang benda-benda yang dapat bergerak atau gaya-gaya yang timbul akibat pergerakan antara suatu benda dengan udara dipelajari dalam ilmu Aerodinamika. Besaran tekanan dan kecepatan yang mendasari ilmu aerodinamika. Dalam penelitian ini, analisis karakteristik aerodinamika dilakukan dengan pengujian terhadap benda berupa model sayap pesawat atau airfoil yang berbentuk simetrikal dengan 3 jenis ketebalan yang berbeda-beda dalam ukuran skala kecil. Ketiga model tersebut diuji menggunakan wind tunnel dan smoke tunnel agar terlihat aliran udara yang dihasilkan dan perbandingan gaya angkat yang dihasilkan. Dalam tugas akhir ini yang akan dibahas lebih lanjut adalah pengaruh aerodinamika yang dalam dunia penerbangan biasa kita kenal dengan koefisien gaya angkat (coefficient lift), koefisien gaya hambat (coefficient drag) dan juga distribusi tekanan yang dihasilkan. Metode yang digunakan adalah metode analisis simulasi. Simulasi yang dilakukan dengan membuat model sayap pesawat berbentuk simetrikal dengan ketebalan 15%, 20% dan 30%, kemudian di uji menggunakan alat Wind Tunnel dan Smoke Tunnel. Tujuan dari penelitian ini adalah untuk mengetahui hasil dari penelitian variasi ketebalan maksimum airfoil simetrikal dengan menggunakan kecepatan tetap 20 m/s dan sudut serang sebesar -9°, -6°, -2°, 0°, 5°, 10°, 15° terhadap coefficient lift, coefficient drag dan distribusi tekanan yang paling maksimum.

Kata kunci: *Airfoil, Simetrikal, Coefficient Lift, Coefficient Drag, Smoke Tunnel, Wind Tunnel.*



PENDAHULUAN

Pada masa modern ini manusia menciptakan berbagai hal yang sangat luar biasa. Hal tersebut merupakan salah satu bentuk realisasi manusia untuk mengembangkan potensi dirinya. Wujud pengembangannya dapat dilihat dari berbagai bidang. Mulai dari bidang pendidikan, ilmu pengetahuan, teknologi, kesehatan dan sebagainya. Yang sangat terlihat adalah di bidang teknologi. Salah satu bukti adanya kemajuan teknologi yang sangat luar biasa di dunia saat ini adalah dengan adanya pesawat terbang. Perkembangan dunia penerbangan sudah berkembang sejak pertama kali manusia menemukan cara untuk dapat terbang hingga saat ini. Sejak pesawat terbang mulai dibuat pertama kali sampai pada era modern seperti sekarang ini, bentuk pesawat maupun ukurannya terus menerus berevolusi.

Bila dikaitkan dengan dunia kemiliteran di Indonesia, perkembangan teknologi dan ilmu pengetahuan tersebut sangat berdampak positif. Karena TNI mempunyai tugas pokok untuk menjaga setiap mil wilayah di negaranya sehingga TNI harus terus mengembangkan alutsistanya. Tak hanya dengan menggunakan sistem persenjataan manual, tetapi dapat divariasikan dengan tank, panser, helikopter maupun pesawat terbang. Pesawat terbang adalah salah satu transportasi yang memiliki kelebihan dalam sistem mobilitas yang tinggi. Mengingat negara Indonesia adalah negara kepulauan, sehingga dengan pesawat inilah dapat memudahkan mobilisasi.

Ada dua jenis sayap yaitu *fixed wing* (sayap tetap) dan *rotary wing* (sayap putar). Dimana keduanya memiliki prinsip yang sama namun memiliki cara kerja yang berbeda. *Rotary wing* pada helikopter mendapatkan gaya angkat dari baling-baling yang terus berputar. Rangkaian baling-baling dan tiang pusatnya dinamakan *rotor*. Dalam beberapa kasus, pesawat ini juga dilengkapi dengan mesin tambahan untuk membantu fleksibilitas dan meningkatkan kecepatan gerakan pesawat, baik saat ke atas maupun ke samping.

Dengan ilmu pengetahuan yang kian berkembang, memicu Indonesia untuk memproduksi sendiri perlengkapan alutsista maupun perlengkapan pendukung lainnya. Seperti sayap pesawat yang merupakan bagian terpenting pada pesawat. Sayap berfungsi sebagai pengasil daya angkat. Sebagai penghasil gaya angkat, sayap akan bekerja menggunakan prinsip aerodinamika yang akan menimbulkan gaya angkat dari perbedaan

tekanan udara yang terjadi akibat pergerakan udara dipermukaan atas dan bawah sayap.

Prinsip tentang benda-benda yang dapat bergerak atau gaya-gaya yang timbul akibat pergerakan antara suatu benda dengan udara dapat dipelajari dalam ilmu Aerodinamika. Besaran tekanan dan kecepatanlah yang mendasari ilmu aerodinamika ini. *Airfoil* adalah bentuk aerodinamika yang ditujukan untuk menghasilkan gaya angkat (*lift*) yang besar dengan gaya hambat (*drag*) yang sekecil mungkin. Ketika suatu *airfoil* dilewati oleh aliran fluida maka dengan adanya pengaruh interaksi antara aliran udara dengan permukaan akan timbul variasi kecepatan dan tekanan di sepanjang permukaan atas dan bawah *airfoil* serta di bagian depan dan belakang *airfoil*. Perbedaan tekanan permukaan atas dan bawah akan menimbulkan gaya resultan yang arahnya tegak lurus dengan arah datangnya aliran fluida, gaya ini disebut sebagai gaya angkat (*lift*). Sedangkan perbedaan tekanan bagian depan dan bagian belakang *airfoil* akan menimbulkan gaya resultan yang arahnya searah dengan arah datangnya aliran fluida, gaya ini disebut sebagai gaya hambat (*drag*).

NACA *airfoil* adalah bentuk *airfoil* sayap pesawat yang dikembangkan oleh *National Advisory Committee for Aeronautics* (NACA). Pengujian yang dilakukan NACA lebih sistematis dengan membagi pengaruh efek kelengkungan dan distribusi ketebalan atau *thickness* serta pengujiannya dilakukan pada bilangan Reynold yang lebih tinggi dibanding yang lain. NACA mengidentifikasi bentuk *airfoil* dengan sistem angka.

Berkaitan dengan hal tersebut, dapat diterapkan di Penerbangan Angkatan Darat yang mempunyai beberapa jenis helikopter dan pesawat. Salah satunya adalah Helikopter Bell 412. Untuk meminimalisir terjadinya aliran *vortex* dan turbulensi di sekitar *main rotor* maka saya akan menganalisis dengan memvariasikan *airfoil* tipe simetris pada *main rotor* heli Bell 412 dengan ketebalan yang berbeda dan sudut serang sebesar

-9° , -6° , -2° , 0° , 5° , 10° , 15° serta kecepatan angin yang tetap sebesar 20 m/s terhadap *coefficient lift*, *coefficient drag* dan pola aliran pada masing-masing *airfoil* yang akan diujikan.

Rumusan Masalah.

Pada helikopter, *main rotor* termasuk salah satu komponen yang penting dalam mendukung bekerjanya heli tersebut. Sehingga diperlukan suatu analisa perbedaan ketebalan

airfoil pada baling-baling heli bell 412. Dari uraian tersebut dapat ditemukan masalah yaitu :

- Bagaimana pengaruh variasi ketebalan maksimum *airfoil* simetrikal dengan menggunakan kecepatan tetap 20 m/s dan sudut serang sebesar -9° , -6° , -2° 0° , 5° , 10° , 15° terhadap *coefficient lift*?
- Bagaimana pengaruh variasi ketebalan maksimum *airfoil* simetrikal dengan menggunakan kecepatan tetap 20 m/s dan sudut serang sebesar -9° , -6° , -2° 0° , 5° , 10° , 15° terhadap *coefficient drag*?
- Bagaimana pengaruh pola aliran pada masing-masing *airfoil* simetrikal tersebut?

Batasan Masalah.

Pada penelitian ini agar masalah yang diteliti tidak meluas maka diperlukan suatu batasan-batasan masalah yang dapat menjadi suatu batasan. Adapun batasan masalah tersebut yaitu:

- hanya menggunakan satu jenis *airfoil* yaitu *airfoil* simetrikal dengan menggunakan 3 ukuran ketebalan maksimum yang berbeda;
- alat yang dibuat menggunakan bahan fiber;
- menggunakan kecepatan konstan sebesar 20 m/s; dan
- menggunakan sudut serang sebesar -9° , -6° , -2° 0° , 5° , 10° , 15° .

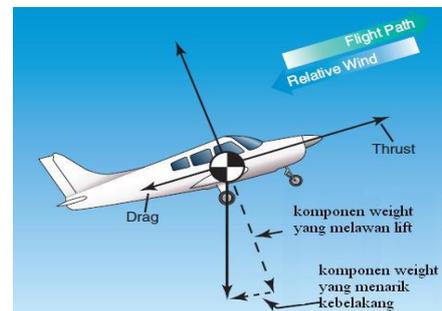
LANDASAN TEORI

Aerodinamika.

Aerodynamics berasal dari dua suku kata Latin yaitu "*aerios*" yang berarti udara dan "*dynamis*" yang berarti kuat (*powerfull*). *Aerodynamics* berarti ilmu yang mempelajari gaya-gaya pada suatu benda (obyek) akibat benda yang bergerak relatif terhadap udara. Ilmu ini diterapkan dalam banyak perancangan bodi kendaraan. Ketika objek bergerak melalui udara, terdapat gaya yang dihasilkan oleh gerakan relatif antara udara dan permukaan bodi. Berdasarkan arus, lingkungan aerodinamis dapat diklasifikasikan menjadi dua macam yaitu aerodinamis eksternal dan aerodinamis internal. Aerodinamis eksternal adalah aliran di sekitar benda padat dengan berbagai bentuk, dimana aerodinamis internal adalah aliran melalui bagian dalam benda padat, misalnya aliran udara

melalui mesin jet. Perilaku perubahan aliran udara tergantung pada rasio aliran dengan kecepatan suara. Rasio ini disebut *Mach Number*, berdasarkan nomor mach ini masalah aerodinamik dapat diklasifikasikan sebagai berikut yaitu, *subsonic* jika kecepatan aliran lebih kecil dari kecepatan suara, *transonic* jika kecepatan sama dengan kecepatan suara, *supersonic* jika karakteristik aliran lebih besar dari kecepatan suara dan disebut *hipersonic* jika aliran sangat jauh lebih besar dari pada kecepatan suara. (Benyamin E,1999)

Aerodinamis memiliki ruang lingkup aplikasi yang luas terutama di bidang teknik penerbangan, dalam perancangan mobil, prediksi gaya-gaya yang terjadi pada kapal, di bidang teknik sipil seperti dalam desain jembatan dan bangunan lainnya. Aerodinamika juga diaplikasikan pada teknologi *fixed wing* dan *rotary wing*.



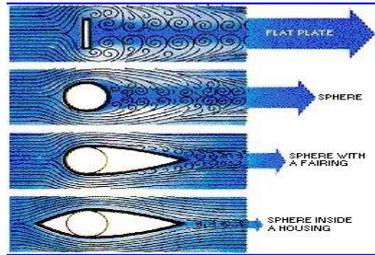
(a)



(b)

Gambar 2.1 (a) *Fixed wing* dan (b) *Rotary wing*

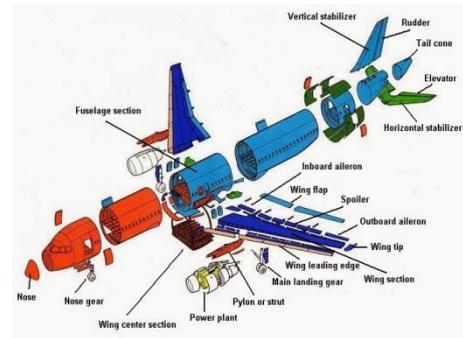
Aerodinamika selain mempelajari perilaku udara atau gas lainnya yang bergerak mengalir (dinamik), juga gaya-gaya yang bekerja pada benda yang bergerak relatif terhadap udara/gas tersebut.



Gambar 2.2 Fluida Pada Aerodinamika

Meskipun pesawat terbang dirancang untuk berbagai keperluan, kebanyakan mempunyai komponen utama yang sama satu dengan lainnya. Karakter utama dari sebuah pesawat terbang ditentukan oleh tujuan awal rancangannya. Kebanyakan struktur pesawat terdiri dari *fuselage* (badan pesawat), sayap, *empennage* (bagian belakang), roda pendaratan, dan mesin.

Gambar 2.3 Struktur *Fixed Wings*



Hukum ini diterapkan pada zat cair yang mengalir dengan kecepatan berbeda dalam suatu pipa. (Anderson John,2007).

Jika udara dianggap sebagai sebuah benda dan disetujui bahwa udara mengikuti hukum Bernoulli maka kita dapat mulai melihat bagaimana dan kenapa sebuah sayap pesawat dapat menghasilkan daya angkat sewaktu sayap pesawat tersebut bergerak melalui udara. Sesuai hukum kekekalan energi, sigma energi sebelum, pada, dan sesudah titik penyempitan adalah sama. Pada penampang kecil, karena massa fluida yang lewat adalah tetap, maka yang berubah adalah kecepatannya. Karena kecepatan berubah, energi kinetik berubah, dan konsekuensinya, tekanan pada penampang kecil berkurang. (Anderson John,2007)

Salah satu faktor yang menyebabkan pesawat bisa terbang adalah adanya sayap. Bentuk sayap pesawat melengkung dan bagian depannya lebih tebal daripada bagian belakangnya. Bentuk sayap seperti ini dinamakan *airfoil*. Ide ini ditiru dari sayap burung. Burung bisa terbang karena ia mengepakkan sayapnya, sehingga ada aliran udara yang melewati kedua sisi sayap. Agar udara bisa mengalir pada kedua sisi sayap pesawat, maka pesawat harus digerakkan maju. Manusia menggunakan mesin untuk menggerakkan pesawat (mesin baling-baling atau mesin jet).

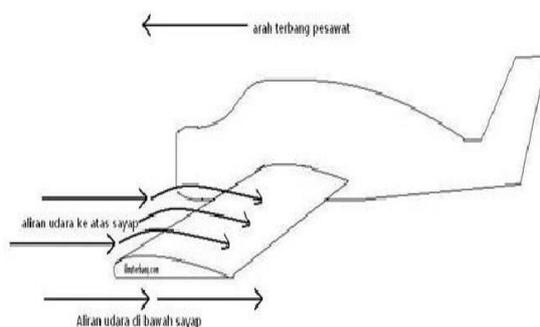
Hukum Bernoulli menyatakan :

- laju aliran udara pada sisi atas pesawat (v_2) > laju aliran udara sisi bawah pesawat (v_1). Maka $p_1 > p_2$;
- agar pesawat bisa terangkat, gaya angkat pesawat (F_a) > gaya berat ($W=mg$). Untuk mempertahankan ketinggian tertentu, maka $F_a=mg$;
- agar pesawat dapat bergerak mendarat dengan percepatan tertentu, maka gaya dorong (f_d) > gaya hambat (F_g), dan ($F_a=mg$); dan
- agar pesawat dapat menambah ketinggian yang tetap, maka (F_d)=(F_g), dan $F_a=mg$.

Persamaan Bernoulli adalah

Hukum Bernoulli.

Asas Bernoulli dikemukakan pertama kali oleh Daniel Bernoulli (1700 ± 1782). Daniel Bernoulli menerangkan bagaimana tekanan dari sebuah fluida yang bergerak (cairan ataupun gas) berubah-ubah sesuai dengan kecepatan dari gerakan. Secara khusus, dia menyatakan bahwa penambahan kecepatan atau aliran akan menyebabkan pengurangan dari tekanan fluida tersebut. Hal inilah yang terjadi pada udara yang lewat di atas sayap pesawat yang melengkung. (Anderson John,2007)



Gambar 2.4 Penampang dan Diagram Aliran Angin di Sekeliling Sayap

Tekanan fluida di tempat yang kecepatannya tinggi lebih kecil daripada di tempat yang kecepatannya lebih rendah. Jadi semakin besar kecepatan fluida dalam suatu pipa maka tekanannya akan semakin kecil dan sebaliknya makin kecil kecepatan fluida dalam suatu pipa maka semakin besar tekanannya.

$$P_1 + \frac{1}{2} \rho v_1^2 + \rho g h_1 = P_2 + \frac{1}{2} \rho v_2^2 + \rho g h_2$$

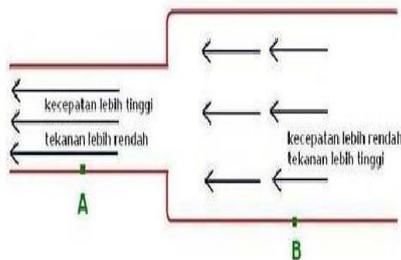
$$P_1 + \frac{1}{2} \rho v_1^2 = P_2 + \frac{1}{2} \rho v_2^2 \dots\dots\dots (1)$$

(Merle C Potter, 2011, 41)

Dimana :

- P₂ = tekanan dari atas pesawat (Pa)
- P₁ = tekanan dari bawah pesawat (Pa)
- v₂ = kecepatan udara di atas pesawat (m/s)
- v₁ = kecepatan udara di bawah pesawat (m/s)
- ρ = massa jenis udara (kg/m³)

Hukum Bernoulli dapat dicontohkan pada dengan aliran fluida pada suatu pipa yang luas penampang dan ketinggiannya tidak sama, misalnya massa jenis fluida ρ, kecepatan fluida pada penampang A1 sebesar V1, dalam waktu t panjang bagian sistem yang bergerak ke kanan V1 . t. Pada penampang A2 kecepatan V2 dan dalam waktu t sistem yang bergerak ke kanan v2 . t. Pada penampang A1 fluida mendapat tekanan p1 dari fluida di kirinya dan pada penampang A2 mendapat tekanan dari fluida di kananya. Gaya pada A1 adalah F1 = P1 . A1 dan penampang A2 adalah F2 = P2 . A2



Gambar 2.5 Aliran Fluida pada Pipa (Sumber: David Wiggert, 2011, 20)

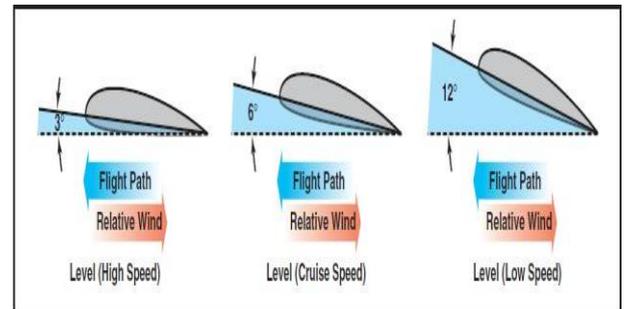
Hukum III Newton.

Hukum III Newton ini dikemukakan oleh Isaac Newton (1642-1727). Newton, sebagaimana banyak orang ketahui, terkenal atas ketiga hukumnya yang mengenai gerak, dan juga hukum gravitasinya. Ketiga hukum Newton ini amat berguna karena dapat diaplikasikan pada hampir semua kondisi di alam semesta, selama benda yang ditinjau tidak terlalu ringan (lebih ringan dari sebuah elektron) atau tidak bergerak terlalu cepat (mendekati kecepatan cahaya). (Asnnal Effendi, 2007)

Rancangan sayap yang telah disebutkan pada penjelasan prinsip Bernoulli, selain membuat aliran udara yang sedikit lebih cepat di bagian atas sayap daripada di bagian bawah,

ternyata juga menghembuskan udara yang dibelahnya ke arah bawah. Ini semua bermula dari kenyataan bahwa sebuah fluida yang mengalir di permukaan sebuah benda lengkung akan cenderung untuk mengikuti bentuk lengkung benda meskipun pada akhirnya akan menyimpangkan arah laju fluida sebelum kemudian melanjutkan perjalanan. Efek ini dikenal dengan nama Efek Coandă, merujuk kepada ahli aerodinamika Henri-Marie Coandă (1885-1972). Contoh efek Coandă dalam kehidupan sehari-hari dapat kita lihat pada aliran air yang berbelok di sekitar lengkungan kepala sendok.

Sayap pesawat membelah aliran udara menjadi ke atas dan ke bawah dan sesuai dengan efek Coandă, udara yang mengalir di sayap pesawat akan mengikuti bentuk lekukan sayap tersebut. Bentuk sayap yang sedemikian rupa membuat udara yang mengalir di atas diarahkan sehingga secara umum lebih banyak udara yang dihembuskan ke arah bawah. Dari fakta ini, sesuai hukum III Newton, dengan adanya udara yang dihembuskan ke bawah oleh sayap, udara di bawah pesawat akan balas mendorong pesawat. (Asnnal Effendi, 2007)



Gambar 2.6 Angle of Attack

Jika kita lihat penampang melintang sayap pesawat, akan kita dapati bidang sayap pesawat tidaklah sejajar dengan tubuh pesawat, tetapi agak miring di bagian depan (yang disebut sebagai *angle of attack*) dengan sudut sekitar 4 derajat untuk pesawat-pesawat kecil. Dengan bentuk seperti ini, udara yang dilintasi pesawat akan sedikit tertahan di bagian bawah sayap, yang akhirnya mendorong sayap ke atas. Efek serupa dapat kita jumpai jika kita merentangkan tangan keluar kaca jendela mobil yang melaju, dan menaikkan sisi yang menghadap arah angin sedikit. Akan ada dorongan yang cukup kuat ke atas. (Haster, 1991)

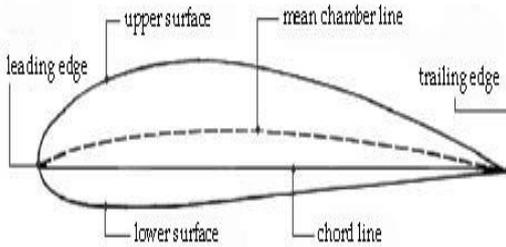
Airfoil Sayap Pesawat.

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 yang efisien yang menyumbang keberhasilan pertama mereka pada 17 Desember 1903. (Benson,2010)

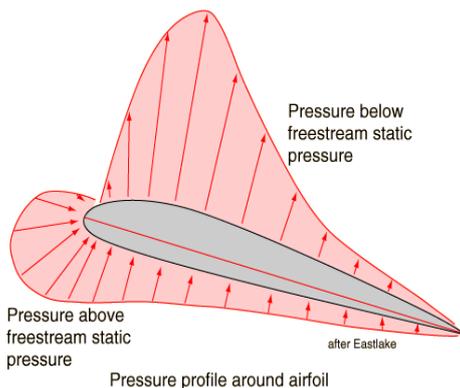
Airfoil adalah bentuk dari suatu sayap pesawat yang dapat menghasilkan gaya angkat (*lift*) atau efek aerodinamika ketika melewati suatu aliran udara.

Airfoil merupakan bentuk dari potongan melintang sayap yang dihasilkan oleh perpotongan tegak lurus sayap terhadap pesawat, dengan kata lain *airfoil* merupakan bentuk sayap secara dua dimensi. (Benson,2010)

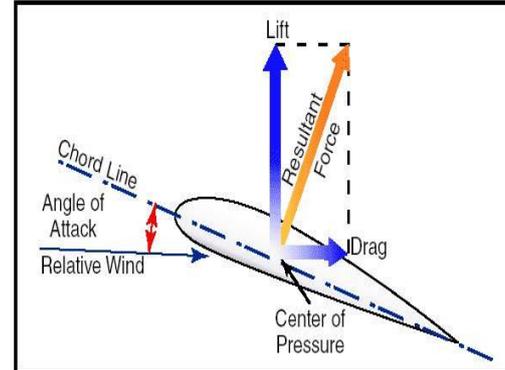


Gambar 2.7 *Airfoil*
(Sumber: Benson,2010)

Ketika melewati atau dilewati suatu aliran udara disekitar penampang *airfoil* akan terjadi perbedaan kecepatan aliran udara di atas sayap pesawat dan dibawah 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 dibandingkan dengan tekanan udara di bawah sayap pesawat.



Center of pressure adalah titik pada *airfoil* dimana terdapat jumlah tekanan aerodinamik yang menyebabkan terjadinya gaya dan momen pada titik ini.



Gambar 2.9 Vektor-vektor Gaya aerodinamika pada suatu *airfoil*

Gaya Angkat (*Lift*).

Gaya angkat atau *lift* adalah gaya yang digunakan untuk melawan gaya dari *weight* (gaya berat) dan dihasilkan oleh efek dinamis dari udara yang beraksi di sayap dan beraksi tegak lurus pada arah penerbangan melalui *center of lift* dari sayap. Seperti yang telah dinyatakan oleh Bernoulli, perbedaan kecepatan ini selanjutnya mengakibatkan tekanan udara pada bagian bawah sayap akan lebih besar daripada tekanan dari bagian atas sayap pesawat terbang. Perbedaan tekanan inilah yang menghasilkan gaya angkat pada pesawat terbang. Gaya angkat pada sayap pesawat terbang dengan menggunakan persamaan bernoulli. Penampang sayap pesawat terbang mempunyai bagian belakang yang lebih tajam dan sisi bagian yang atas lebih melengkung daripada sisi bagian bawahnya. Bentuk ini menyebabkan aliran udara di bagian atas lebih besar daripada di bagian bawah ($v_2 > v_1$). (Harijono,1982,12)

$$P = \frac{F}{A}$$

Tekanan P , maka $F = P \cdot A$

Gaya angkat pada pesawat $F_1 - F_2 = (P_1 - P_2) \cdot A$ atau

$$F = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot (v_1^2 - v_2^2) \cdot A$$

.....(2) (Harijono,1982,12)

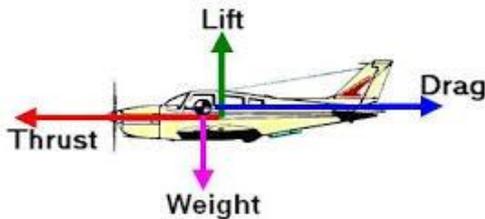
Dimana :

- P_2 = tekanan dari atas pesawat(Pa)
- P_1 = tekanan dari bawah pesawat (Pa)
- F = gaya angkat pesawat (N)
- F_1 = gaya dari bawah pesawat (N)
- F_2 = gaya dari atas pesawat (N)

- A = luas penampang (m²)
- ρ = massa jenis udara (kg/m³)

Gaya Berat (Weight).

Berat dari muatan pesawat itu sendiri, awak pesawat, bahan bakar, dan kargo atau bagasi. *Weight* menarik pesawat ke bawah karena adanya gaya gravitasi. *Weight* melawan *lift* dan beraksi secara vertikal ke bawah melalui *center of gravity* dari pesawat. *Center of gravity* (CG) bisa dikatakan sebagai titik dimana semua berat pesawat terpusat. Pesawat akan seimbang di keadaan/*attitude* apapun jika pesawat terbang ditahan tepat di titik *center of gravity*. *Center of gravity* juga adalah sesuatu yang sangat penting karena posisinya sangat berpengaruh pada kestabilan sebuah pesawat terbang. (Prihantya,2014)



Gambar 2.10 Gaya Berat pada Pesawat

Posisi dari *center of gravity* ditentukan oleh rancangan umum dari setiap pesawat terbang. Perancang pesawat menentukan seberapa jauh *center of pressure* (CP) akan berpindah. Kemudian mereka akan menjadikan titik *center of gravity* di depan *center of pressure* untuk kecepatan tertentu dari pesawat untuk mendapatkan kemampuan yang cukup untuk mengembalikan keadaan penerbangan yang equilibrium. Gaya berat (*weight*) ini beraksi ke bawah melalui *center of gravity* pesawat. Pada penerbangan yang datar dan stabil, ketika gaya angkat sama dengan *weight*, maka pesawat dalam keadaan equilibrium dan tidak mendapatkan atau kehilangan ketinggian. Jika lift berkurang dibandingkan dengan weight maka pesawat akan kehilangan ketinggian. Ketika lift lebih besar dari weight maka ketinggian pesawat akan bertambah. (Prihantya,2014)

Gaya Dorong (Thurst).

Gaya dorong adalah gaya yang dihasilkan oleh mesin (powerplant)/baling-baling. Gaya ini kebalikan dari gaya tahan (*drag*). Sebagai aturan umum, *thrust* beraksi paralel

dengan sumbu longitudinal. Pesawat akan tetap bergerak dan bertambah kecepatannya sampai *thrust* dan *drag* menjadi sama besar. Untuk menjaga kecepatan yang tetap maka *thrust* dan *drag* harus tetap sama, seperti halnya *lift* dan *weight* harus sama untuk mempertahankan ketinggian yang tetap dari pesawat. Jika dalam penerbangan yang datar (level), gaya *thrust* dikurangi, maka pesawat akan melambat. Selama *thrust* lebih kecil dari *drag*, maka pesawat akan terus melambat sampai kecepatan pesawat (*airspeed*) tidak sanggup lagi menahan pesawat di udara. (Prihantya,2014)

Sebaliknya jika tenaga mesin ditambah, *thrust* akan menjadi lebih besar dari *drag*, pesawat terus menambah kecepatannya. Ketika *drag* sama dengan *thrust*, pesawat akan terbang dengan kecepatan yang tetap. Jika *thrust* dikurangi dan kecepatan berkurang maka gaya angkat akan lebih kecil dari *weight* dan pesawat akan mulai turun dari ketinggiannya. Untuk menjaga ketinggian penerbang dapat menambah *angle of attack* sebesar yang diperlukan untuk menghasilkan gaya angkat yang sama dengan *weight* dari pesawat, dan waktu pesawat mulai terbang lebih lambat pesawat akan mempertahankan ketinggiannya jika penerbang memberikan *thrust* dan *angle of attack* yang sesuai. (Prihantya,2014)

Gaya Hambat (Drag).

Bentuk gaya hambat yang paling umum tersusun dari sejumlah gaya gesek, yang bertindak sejajar dengan permukaan benda, plus gaya tekanan, yang bertindak dalam arah tegak lurus dengan permukaan benda. *Drag*, adalah gaya ke belakang, menarik mundur, dan disebabkan oleh gangguan aliran udara oleh sayap, *fuselage*, dan objek-objek lain. *Drag* kebalikan dari *thrust*, dan beraksi kebelakang paralel dengan arah angin relatif (*relative wind*). *Drag* atau hambatan dalam penerbangan terdiri dari dua jenis *parasite drag* dan *induced drag*. Yang pertama disebut parasite drag karena tidak ada fungsinya sama sekali untuk membantu pesawat untuk dapat terbang,

Koefisien Lift dan Drag.

Koefisien *lift* adalah sebuah fungsi dari parameter tak berdimensi yang menunjukkan besarnya gaya *lift* yang bekerja pada suatu benda yang dialiri oleh fluida. Koefisien *lift* sangat dipengaruhi oleh bentuk benda. Koefisien *lift* dapat diketahui dengan menggunakan persamaan sebagai berikut:

$$Cl = \frac{Fl}{\left(\frac{1}{2}\rho v^2\right)A} \dots\dots\dots(3)$$

(Hanjar Aerodinamika dan Propulsi, Akademi Militer 2015)

Dimana :

- C_L = Koefisien Lift
- V = Kecepatan fluida (m/s)
- A = Luas permukaan benda (m^2)
- F_L = Gaya lift (N)
- ρ = Massa jenis fluida (kg/m^3)

Koefisien gaya angkat maksimum adalah harga C_{Lmax} tertinggi yang dihasilkan oleh sayap pada posisi *angle of attack* maksimum. Jika *angle of attack* maksimum dilewati, maka akan terjadi kehilangan koefisien gaya angkat yang berarti sayap mengalami kehilangan gaya angkat yang disebut *stall*. Harga C_{Lmax} merupakan faktor penting dari kinerja *airfoil*, karena menentukan besarnya kecepatan *stall* pesawat. Kecepatan *stall* adalah kecepatan yang dicapai pada posisi C_{Lmax} . Pada saat terbang *straight* dan *level* (terbang lurus dan datar), lift (L) sama dengan berat pesawat.

Koefisien hambatan (*Drag Coefficient*) adalah besaran dimensi yang digunakan untuk mengukur *drag* atau hambatan dari obyek dalam lingkungan fluida seperti udara atau air. Hal ini digunakan dalam persamaan *drag*, dimana koefisien *drag* yang lebih rendah menunjukkan objek memiliki hambatan aerodinamis atau hidrodinamik lebih kecil. Koefisien hambatan selalu dikaitkan dengan luas permukaan tertentu. (Hadi Winarto,1991,66)

Gaya hambatan diterangkan sebagai distribusi tekanan pada bentuk mobil sehingga disebut gaya tahan bentuk (*form drag*). Untuk suatu benda tertentu, perbandingan relatif harga gaya tahan bentuk terhadap gaya tahan gesekan kulit ditentukan oleh bentuk benda tersebut. Benda yang gaya tahan bentuknya jauh lebih besar dari gesekan kulit disebut benda berbentuk tumpul atau benda tumpul (*bluff body*). Sebaliknya bila gaya tahan gesekan kulit jauh lebih besar dari gaya tahan bentuk maka benda tersebut dikatakan berbentuk semulus arus (*streamline Body*). (Hadi Winarto,1991,66).

Untuk menghitung *drag coefficient*, maka dapat digunakan persamaan dibawah ini :

$$C_d = \frac{F_d}{\left(\frac{1}{2}\rho V^2\right)A} \dots\dots\dots(4)$$

(Hanjar Aerodinamika dan Propulsi, Akademi Militer 2015)

Dimana :

- F_d = gaya hambat (N)
- C_d = *coefficient drag*
- ρ = massa jenis fluida (kg/m^3)
- V = kecepatan fluida (m/s)
- A = luas permukaan benda (m^2)

Airfoil NACA (National Advisory Committee for Aeronautics).

NACA airfoil adalah salah satu bentuk bodi aerodinamika sederhana yang berguna untuk dapat memberikan gaya angkat tertentu terhadap suatu bodi lainnya dan dengan bantuan penyelesaian matematis sangat memungkinkan untuk memprediksi berapa besarnya gaya angkat yang dihasilkan oleh suatu bodi *airfoil*. Geometri *airfoil* memiliki pengaruh besar terhadap karakteristik aerodinamika dengan parameter penting berupa C_L , dan kemudian akan terkait dengan *lift* (gaya angkat yang dihasilkan). (Suseno,2010)

Hingga sekitar Perang Dunia II, *airfoil* yang banyak digunakan adalah hasil riset Gottingen. Selama periode ini banyak pengajuan *airfoil* dilakukan diberbagai negara, namun hasil riset NACA lah yang paling terkemuka. Pengujian yang dilakukan NACA lebih sistematis dengan membagi pengaruh efek kelengkungan dan distribusi ketebalan serta pengujiannya dilakukan pada bilangan Reynold yang lebih tinggi dibanding yang lain. Hal ini sering dirangkum oleh beberapa parameter seperti ketebalan maksimum, maksimum bentuk melengkung, posisi maksimum ketebalan, posisi maksimum bentuk melengkung, dan hidung jari-jari. (Suseno,2010)

Helikopter.

Helikopter adalah pesawat udara yang lebih berat dari udara, memiliki sayap putar yang rotornya digerakkan oleh mesin. Helikopter merupakan pesawat udara yang mengangkat dan terdorong oleh rotor (*propeller*) horizontal besar. Helikopter diklasifikasikan sebagai pesawat bersayap putar untuk membedakannya dari pesawat bersayap tetap. Kata helikopter berasal dari bahasa Yunani *helix* (spiral) dan *pteron* (sayap). Helikopter yang dijalankan oleh mesin diciptakan oleh penemu Slovakia Jan Bahyl. (Richard W,2010,21)

Dibandingkan dengan pesawat bersayap tetap , helikopter lebih kompleks dan lebih mahal untuk dibeli dan dioperasikan, lumayan lambat, memiliki jarak jelajah dekat dan muatan yang terbatas. Keuntungannya adalah gerakannya, dimana helikopter mampu terbang di tempat, mundur, dan lepas landas dan mendarat secara vertikal. Tetapi terbatas dalam fasilitas penambahan bahan bakar dan beban/ketinggian, helikopter dapat terbang ke lokasi mana pun. Landasan helikopter disebut helipad. (Richard W,2010,21)

Rotor helikopter memiliki bentuk *airfoil* yang bentuknya mirip dengan sayap pada pesawat terbang. Saat rotor berputar, udara akan bergerak pada permukaan atas rotor dan mengakibatkan tekanan diatas permukaan rotor lebih rendah dari permukaan dibawah rotor

sehingga helikopter terangkat ke atas, konsep dasar *aerodinamika* inilah yang menghasilkan helikopter dapat bebas terbang bergerak ke semua arah.

Bagian-bagian utama helikopter adalah : (Panggih,2011)

a. *main rotor (rotor blade)*

Merupakan baling-baling penggerak utama dan poros kendali dari sebuah helikopter yang terletak di bagian atas, *rotor blade* mempunyai bentuk *airfoil* yang sudutnya bisa diubah-ubah dan berfungsi untuk menimbulkan gaya angkat dan gaya dorong pada helikopter. *Rotor blade* melekat pada *main rotor* dengan bantuan rotor hub.

b. *cockpit*

Merupakan kabin awak/pilot yang terletak di bagian paling depan dari helikopter, dimana terdapat panel-panel dan instrumen-instrumen yang digunakan untuk mengendalikan dan mengoperasikan helikopter pada saat terbang. (Panggih,2011)

c. *landing skids*

Merupakan bagian bawah helikopter untuk menyangga kedudukan helikopter ketika berada di landasan. Untuk beberapa jenis helikopter ada yang menggunakan roda untuk helikopter mendarat.

d. *engine, transmision, fuel, etc.*

Engine merupakan komponen utama dari sebuah helikopter yang berfungsi menggerakkan semua mekanik yang ada dan tentunya memerlukan bahan bakar untuk menjalankan mesin yang disuplai dari tangki bahan bakar yang berada di bawah bagian belakang dari badan utama helikopter. Untuk menggerakkan *main rotor* dan *tail rotor* serta komponen lainnya memerlukan shaft-shaft yang terhubung dengan *accessory gear box* yang ada di *engine*, dan oleh karena itu *engine* dari helikopter biasa juga dinamakan dengan *Engine Turboshaft*.

e. *tail rotor*

Tail rotor terletak dibagian belakang helikopter, rotor ini merupakan rotor kecil yang berputar secara vertikal dan fungsi dari rotor ini untuk membelokkan helikopter sesuai arah yang diinginkan. Selain itu *tail rotor* juga berfungsi untuk melawan torsi atau efek putaran yang ditimbulkan oleh *main rotor* saat berputar (aksi dan reaksi) agar badan helikopter tidak berputar dalam arah kebalikan (*counter-rotating*). (Panggih,2011)

Metode CFD.

CFD adalah metode penghitungan, memprediksi, dan pendekatan aliran fluida secara numerik dengan bantuan komputer. Aliran fluida dalam kehidupan nyata memiliki banyak sekali jenis dan karakteristik tertentu yang begitu kompleks, CFD melakukan pendekatan dengan metode numerasi serta menggunakan persamaan-persamaan fluida. Berikut ini beberapa contoh aliran fluida yang sering kita temui sehari-hari:

- bernapas, minum, pencernaan, mencuci, berenang merokok;
- laundry pakaian dan mengeringkannya;
- pemanas ruangan, ventilasi ruangan, memadamkan api dengan air;
- pembakaran bensin pada engine dan tentunya juga polusi;
- membuat sup, campuran minyak pada pembuatan plastik;
- pesawat, parasut, berselancar, berlayar; dan
- menyolder, pembuatan besi atau baja, elektrolisis air dll.

CFD merupakan metode penghitungan dengan sebuah kontrol dimensi, luas dan volume dengan memanfaatkan bantuan komputasi komputer untuk melakukan perhitungan pada tiap-tiap elemen pembagiannya. Prinsipnya adalah suatu ruang yang berisi fluida yang akan dilakukan penghitungan dibagi-bagi menjadi beberapa bagian, hal ini sering disebut dengan sel dan prosesnya dinamakan meshing. Bagian-bagian yang terbagi tersebut merupakan sebuah kontrol penghitungan yang akan dilakukan oleh aplikasi atau software. Kontrol-kontrol penghitungan ini beserta kontrol-kontrol penghitungan lainnya merupakan pembagian ruang yang disebutkan tadi atau meshing. Nantinya, pada setiap titik kontrol penghitungan akan dilakukan penghitungan oleh aplikasi dengan batasan domain dan *boundary condition* yang telah ditentukan. Prinsip inilah yang banyak dipakai pada proses penghitungan dengan menggunakan bantuan komputasi komputer. Contoh lain penerapan prinsip ini adalah *Finite Element Analysis* (FEA) yang digunakan untuk menghitung tegangan yang terjadi pada benda solid.

Sejarah CFD berawal pada tahun 60-an dan mulai terkenal pada tahun 70-an, awalnya pemakaian konsep CFD hanya digunakan untuk aliran fluida dan reaksi kimia, namun seiring dengan berkembangnya industri di tahun 90-an membuat CFD makin dibutuhkan pada berbagai aplikasi lain. Contohnya sekarang ini banyak sekali paket-paket software CAD menyertakan konsep CFD yang dipakai untuk menganalisa

stress yang terjadi pada design yang dibuat. (Alfred,2006,30)

Pemakaian CFD secara umum dipakai untuk memprediksi :

- a. Aliran dan panas;
- b. Transfer massa;
- c. Perubahan fasa seperti pada proses melting, pengembunan dan pendidihan;
- d. Reaksi kimia seperti pembakaran;
- e. Gerakan mekanis seperti piston dan fan;
- f. Tegangan dan tumpuan pada benda solid; dan
- g. Gelombang elektromagnet.

CFD menghususkan penghitungan pada fluida, mulai dari aliran fluida, heat transfer dan reaksi kimia yang terjadi pada fluida. Atas prinsip-prinsip dasar mekanika fluida, konservasi energi, momentum, massa, serta species, penghitungan dengan CFD dapat dilakukan. Secara sederhana proses penghitungan yang dilakukan oleh aplikasi CFD adalah dengan kontrol-kontrol penghitungan yang telah dilakukan maka kontrol penghitungan tersebut akan dilibatkan dengan memanfaatkan persamaan-persamaan yang terlibat. Persamaan-persamaan ini adalah persamaan yang dibangkitkan dengan memasukkan parameter apa saja yang terlibat dalam domain. Misalnya ketika suatu model yang akan dianalisa melibatkan temperatur berarti model tersebut melibatkan persamaan energi atau konservasi dari energi tersebut. Inialisasi awal dari persamaan adalah *boundary condition*. *Boundary condition* adalah kondisi dimana kontrol-kontrol perhitungan didefinisikan sebagai definisi awal yang akan dilibatkan ke kontrol-kontrol penghitungan yang berdekatan dengannya melalui persamaan-persamaan yang terlibat. Berikut ini skema sederhana dari proses penghitungan konsep CFD.

Hasil yang didapat pada kontrol point terdekat dari penghitungan persamaan yang terlibat akan diteruskan ke kontrol point terdekat lainnya secara terus menerus hingga seluruh domain terpenuhi. Akhirnya, hasil yang didapat akan disajikan dalam bentuk warna, vektor dan nilai yang mudah untuk dilihat dengan konfigurasi jangkauan diambil dari nilai terbesar dan terkecil.

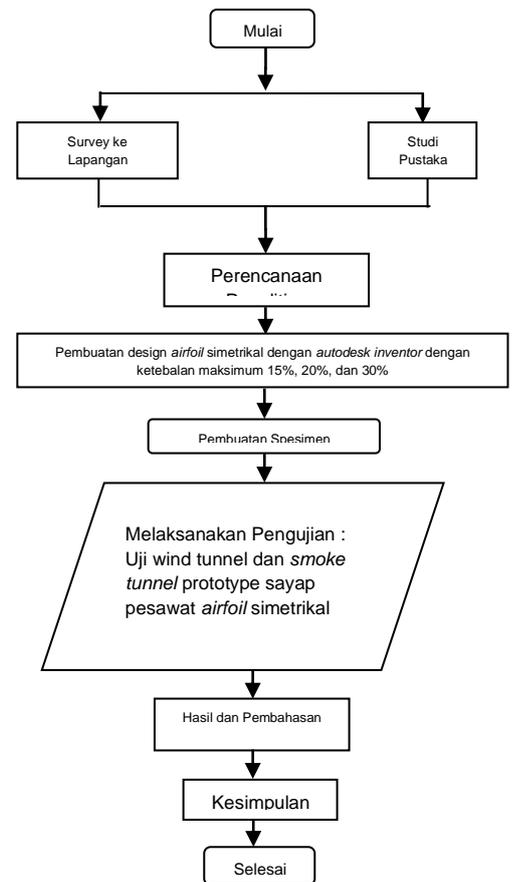
y condition. Ditahap itu juga sebuah benda atau ruangan yang akan analisa dibagi-bagi dengan jumlah grid tertentu atau sering disebut juga dengan meshing. Tahap selanjutnya adalah *processor*, pada tahap ini dilakukan proses penghitungan data-data input dengan persamaan yang terlibat secara iteratif. Artinya penghitungan dilakukan hingga hasil menuju error terkecil atau hingga mencapai nilai yang konvergen.

Hal yang paling mendasar konsep CFD (software CFD) dalam dunia industri adalah dapat dilakukan analisa terhadap suatu sistem dengan mengurangi biaya eksperimen dan waktu yang panjang dalam melakukan eksperimen. Atau dalam proses design *engineering* tahap yang harus dilakukan menjadi lebih pendek.

METODOLOGI PENELITIAN.

Diagram Alir Penelitian.

Tahapan penelitian yang akan dilakukan dapat dilihat pada diagram di bawah ini:



Gambar 2.16 Skema proses CFD (Sumber: Alfred,2006,30)

Peralatan Uji.

Sub Sonic Windtunnel merupakan alat yang sering digunakan untuk mengukur gaya angkat dan gaya hambat dari jenis airfoil



Gambar 3.2 Sub Sonic Wind Tunnel

Smoke Tunnel atau yang sering dikenal dengan terowongan asap. Alat ini bekerja menggunakan asap yang sengaja di alirkan terhadap spesimen yang diujikan. Kemudian asap akan terlihat membentuk suatu aliran yang dapat diamati.

HASIL PENELITIAN DAN PEMBAHASAN
Data Hasil Percobaan.

Berikut ini adalah data dari hasil percobaan pengaruh *angle of attack* (sudut serang) terhadap gaya angkat (FL) dan gaya hambat (FD) dengan menggunakan *subsonic wind tunnel* :

Tabel 4.1 Pengambilan data FL dan FD *airfoil* simetrikal (0015)

No.	AoA (°)	v (m/s)	Massa Jenis (kg/m ³)	P (m)	L (m)	A (m ²)	FL (N)	FD (N)
1.	-9°	20	1,3	0,3	0,03	0,009	-2,13	0,115
2.	-6°	20	1,3	0,3	0,03	0,009	-1,73	0,11
3.	-2°	20	1,3	0,3	0,03	0,009	-1,01	0,095
4.	0°	20	1,3	0,3	0,03	0,009	0	0,09
5.	5°	20	1,3	0,3	0,03	0,009	1,58	0,10
6.	10°	20	1,3	0,3	0,03	0,009	2,20	0,125
7.	15°	20	1,3	0,3	0,03	0,009	2,76	0,19

Tabel 4.2 Pengambilan data FL dan FD *airfoil* simetrikal (0020)

No.	AoA (°)	v (m/s)	Massa Jenis (kg/m ³)	P (m)	L (m)	A (m ²)	FL (N)	FD (N)
1.	-9°	20	1,3	0,3	0,03	0,009	-0,63	0,125
2.	-6°	20	1,3	0,3	0,03	0,009	-1,91	0,105
3.	-2°	20	1,3	0,3	0,03	0,009	-1,20	0,095
4.	0°	20	1,3	0,3	0,03	0,009	0	0,10
5.	5°	20	1,3	0,3	0,03	0,009	1,89	0,09
6.	10°	20	1,3	0,3	0,03	0,009	2,04	0,13
7.	15°	20	1,3	0,3	0,03	0,009	2,51	0,17

Tabel 4.3 Pengambilan data FL dan FD *airfoil* simetrikal (0030)

No.	AoA (°)	v (m/s)	Massa Jenis (kg/m ³)	P (m)	L (m)	A (m ²)	FL (N)	FD (N)
1.	-9°	20	1,3	0,3	0,03	0,009	-0,29	0,205
2.	-6°	20	1,3	0,3	0,03	0,009	-0,47	0,155
3.	-2°	20	1,3	0,3	0,03	0,009	-0,35	0,165
4.	0°	20	1,3	0,3	0,03	0,009	-0,007	0,175
5.	5°	20	1,3	0,3	0,03	0,009	1,34	0,160
6.	10°	20	1,3	0,3	0,03	0,009	1,80	0,220

7.	15°	20	1,3	0,3	0,03	0,009	2,62	0,295
----	-----	----	-----	-----	------	-------	------	-------

1Perhitungan Data Hasil Percobaan.

a. contoh hasil perhitungan CL :
1) perhitungan koefisien lift (CL) untuk *airfoil* simetrikal 0015.

a) Dari tabel percobaan didapat :

AoA = -9°
ρ = 1,3 kg/m³
v = 20 m/s

A = 0,009 m²

FL = -2,13 N

Maka koefisien lift (CL) dapat dihitung :

$$C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot A_p}$$

$$C_L = \frac{-2,13}{\frac{1}{2} \cdot 1,3 \cdot 20^2 \cdot 0,009}$$

$$C_L = -0,913$$

Jadi CL yang didapat adalah -0,913.

b) Dari tabel percobaan didapat :

AoA = 0°
ρ = 1,3 kg/m³
v = 20 m/s

A = 0,009 m²

FL = 0 N

Maka koefisien lift (CL) dapat dihitung :

$$C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot A_p}$$

$$C_L = \frac{0}{\frac{1}{2} \cdot 1,3 \cdot 20^2 \cdot 0,009}$$

$$C_L = 0$$

Jadi CL yang didapat adalah 0.

c) Dari tabel percobaan didapat :

AoA = 15°
ρ = 1,3 kg/m³
v = 20 m/s

A = 0,009 m²

FL = 2,76 N

Maka koefisien lift (CL) dapat dihitung :

$$C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot A_p}$$

$$C_L = \frac{2,76}{\frac{1}{2} \cdot 1,3 \cdot 20^2 \cdot 0,009}$$

$$C_L = 1,18$$

Jadi CL yang didapat adalah 1,18.

Tabel Hasil Perhitungan.

Berikut ini adalah data hasil perhitungan dari CL dan CD :

Tabel 4.4 Hasil perhitungan CL dan CD *airfoil* simetrikal 0015

No.	AoA (°)	v (m/s)	Mas sa Jeni s (kg/m ³)	P (m)	L (m)	A (m ²)	FL (N)	FD (N)
1.	-9	20	1,3	0,009	-2,13	0,115	-0,913	0,049
2.	-6	20	1,3	0,009	-1,73	0,11	-0,743	0,047
3.	-2	20	1,3	0,009	-1,01	0,095	-0,432	0,041
4.	0	20	1,3	0,009	0	0,09	0	0,038
5.	5	20	1,3	0,009	1,58	0,1	0,676	0,043
6.	10	20	1,3	0,009	2,20	0,125	0,943	0,053
7.	15	20	1,3	0,009	2,76	0,19	1,181	0,081

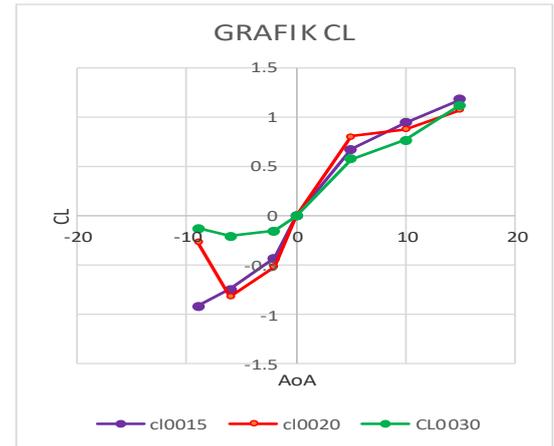
Tabel 4.5 Hasil perhitungan CL dan CD *airfoil* simetrikal 0020

No.	AoA (°)	v (m/s)	Mas sa Jeni s (kg/m ³)	P (m)	L (m)	A (m ²)	FL (N)	FD (N)
1.	-9	20	1,3	0,009	-0,63	0,125	-0,267	0,053
2.	-6	20	1,3	0,009	-1,91	0,105	-0,819	0,045
3.	-2	20	1,3	0,009	-1,20	0,095	-0,514	0,041
4.	0	20	1,3	0,009	0	0,1	0	0,043
5.	5	20	1,3	0,009	1,89	0,09	0,808	0,038
6.	10	20	1,3	0,009	2,04	0,13	0,875	0,056
7.	15	20	1,3	0,009	2,51	0,17	1,072	0,073

Tabel 4.6 Hasil perhitungan CL dan CD *airfoil* simetrikal 0030

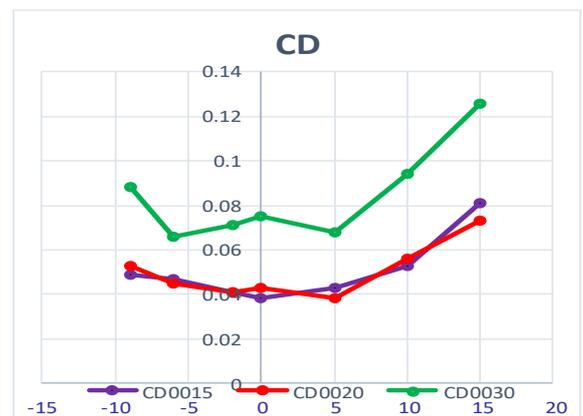
No.	AoA (°)	v (m/s)	Mas sa Jeni s (kg/m ³)	P (m)	L (m)	A (m ²)	FL (N)	FD (N)
1	-9	20	1,3	0,009	-0,29	0,205	-0,125	0,088
2	-6	20	1,3	0,009	-0,47	0,155	-0,204	0,066
3	-2	20	1,3	0,009	-0,35	0,165	-0,153	0,071
4	0	20	1,3	0,009	-0,007	0,175	-0,003	0,075
5	5	20	1,3	0,009	1,34	0,16	0,576	0,068
6	10	20	1,3	0,009	1,80	0,22	0,769	0,094
7	15	20	1,3	0,009	2,62	0,295	1,123	0,126

Grafik Hasil Pembahasan.



Gambar 4.1 Grafik Perbandingan CL *airfoil* 0015,0020, dan 0030

Dari gambar 4.10 di atas menunjukkan bahwa CL pada ketiga *airfoil* yang nilai CLnya mempunyai kecenderungan naik seiring dengan bertambahnya sudut serang (AoA). Dari ketiga *airfoil* tersebut yang menghasilkan CL terbesar adalah *airfoil* 0015. Pada saat AoA 15° ketiga *airfoil* tersebut menghasilkan CL yang paling besar. Dari penjelasan tersebut dapat disimpulkan untuk mendapatkan nilai CL dipengaruhi oleh sudut serang dan bentuk dari *airfoil*. Dari grafik tersebut secara umum *airfoil* 0015 setiap perubahan sudut serang mempunyai nilai CL yang cenderung stabil.



Gambar 4.2 Grafik Perbandingan CD *airfoil* 0015, 0020, dan 0030

Dari ketiga *airfoil* tersebut yang menghasilkan nilai CD yang paling kecil adalah pada *airfoil* 0020. Pada grafik menunjukkan bahwa nilai CD pada *airfoil* 0015 dan 0020 adalah cenderung sama. Dapat dilihat dari penjelasan grafik tersebut bahwa semakin AoA mendekati 0° atau dalam keadaan lurus dan



datar maka akan didapat CD yang semakin kecil. Pada *airfoil* 0015 dengan AoA 5° menghasilkan nilai CD sebesar 0,043 dan pada AoA 15° sebesar 0,081. Sedangkan *airfoil* 0020 dengan AoA 5° menghasilkan nilai CD sebesar 0,038 dan pada AoA 15° sebesar 0,073. Maka *airfoil* 0015 dan 0020 memiliki kecenderungan nilai CD yang sama-sama kecil dibandingkan dengan *airfoil* 0030.

SIMPULAN

Berdasarkan penelitian *airfoil* yang saya lakukan maka dapat diambil kesimpulan sebagai berikut :

- a. Pengaruh ketiga variasi ketebalan maksimum *airfoil* simetrikal terhadap koefisien *lift* didapat kecenderungan nilai CL terbesar adalah *airfoil* 0015 dengan sudut serang 15° adalah 1,181. Secara umum *airfoil* 0015 setiap perubahan sudut serang mempunyai nilai CL yang cenderung stabil. Semakin besar sudut serang yang digunakan maka akan semakin besar pula nilai CLnya. *Airfoil* simetrikal yang akan digunakan pada *main rotor* helikopter bell 412 ini dibutuhkan model *airfoil* yang menghasilkan koefisien *lift* yang besar.
- b. Pada *airfoil* 0015 dengan AoA 5° menghasilkan nilai CD sebesar 0,043 dan pada AoA 15° sebesar 0,081. Sedangkan *airfoil* 0020 dengan AoA 5° menghasilkan nilai CD sebesar 0,038 dan pada AoA 15° sebesar 0,073. Pengaruh ketiga variasi ketebalan maksimum *airfoil* simetrikal terhadap koefisien *drag* didapat *airfoil* yang menghasilkan kecenderungan nilai CD terkecil adalah *airfoil* 0015 dan 0020 karena setiap perubahan variasi sudut serang mempunyai kecenderungan perubahan yang kecil dan stabil, maka semakin AoA mendekati 0° atau dalam keadaan lurus dan datar maka akan didapat CD yang semakin kecil.
- c. Pengujian ketiga model *airfoil* dengan menggunakan *wind tunnel* dan *smoke tunnel* dihasilkan aliran fluida yang berbeda-beda. Bila sudut serang yang digunakan adalah 0° maka pola aliran yang terjadi adalah laminar. Aliran laminar tersebut akan melewati *upper* dan *lower surface*. Kemudian apabila yang digunakan sudut serang positif maka yang terjadi adalah pola aliran turbulensi yang lebih dominan mengalir pada *upper surface* yang berada mendekati *leading edge* hingga *maximum thickness*.

DAFTAR PUSTAKA

- Daryanto, Drs. 1986 . Alat Pesawat Pengangkat. Jakarta : Radar Jaya Offset.
- Foad, Nazar, Ir. (Penterjemah). 1992. *Mesin Pemindah Bahan*. Jakarta : PT. Erlangga.
- Kou, S., 1987, *Welding of Metalurgy*, A Willey Interscience Publication, University of Winconsin, Kanada.
- Malau, V., 2003, *Diktat Kuliah Teknologi Pengelasan Logam*, Yogyakarta.
- Rudenko, N. 1994. *Material Handling Equipment*. Jakarta : PT.Erlangga.
- Sonawan, H., Suratman, R., 2004, *Pengantar Untuk Memahami Pengelasan Logam*, Alfa Beta, Bandung.
- Zainuri, Muhib. 2009. *Mesin Pemindah Bahan*. Yogyakarta : Penerbit Andi.