

Penelitian Aerodinamika Sayap Pesawat Terbang

Oleh :
Maludin Sitanggang*

Abstrak

Disajikan penelitian aerodinamika sayap pesawat terbang untuk mendapatkan karakteristik aerodinamika sayap. Karena sayap merupakan hal penting dalam pesawat terbang, maka diperlukan suatu analisa. Dalam penelitian ini dihitung koefisien gaya hambat (C_D) Koefisien gaya angkat (C_L) terhadap variasi kecepatan pesawat (V) dai 100 km/jam sampai dengan 1000 km/jam serta variasi sudut serang 0° sampai dengan 10° . Dipilih NACA untuk menjelaskan tentang permukaan atas, permukaan bawah, mean camber line, Leading edge, Trailing edge, camber, ketebalan dari air foil tersebut. Didapatkan hasil koefisien gaya hambat (C_D) dan koefisien gaya angkat (C_L) terhadap variasi kecepatan pesawat dan variasi sudut serang α . Hasil ini dibandingkan dengan data referensi, persentase perbedaannya sangat kecil sehingga hasil penelitian ini dapat disimpulkan sangat baik.

Kata kunci: Aerodinamika, Pesawat, Kecepatan, gaya hambat

Abstract

Presented studies wing aircraft aerodynamics to get the aerodynamic characteristics of the wing. Since the wing is important in aircraft, it needs an analysis. In this study calculated the coefficient of drag (C_D) coefficient of lift (C_L) for aircraft speed variation (V) dai 100 km/h to 1000 km/h as well as variations in the angle of attack 0° to 10° . Selected NACA to describe the top surface, bottom surface, the mean camber line, Leading edge, trailing edge, camber, thickness of the air foil. Results drag coefficient (C_D) and the coefficient of lift (C_L) to the variation in airspeed and angle of attack α variation. These results are compared with data references, the percentage difference is so small that the results of this study can be summarized very well.

Keywords: Aerodynamics, Aircraft, Speed, coefficient drag

1. PENDAHULUAN

Perangkat tambahan untuk melakukan perhitungan sayap adalah elemen-elemen dasarnya bergerak yang memungkinkan pilot untuk mengubah geometri dan characteristics aerodinamis bagian sayap untuk mengontrol gerakan pesawat atau untuk meningkatkan kinerja dalam beberapa cara yang diinginkan-. Keinginan untuk meningkatkan beban sayap mempertahankan arahan yang diterima dan dan oleh airfoil eksternal take-off kecepatan menyebabkan pengembangan perangkat yang mampu meningkatkan koefisien angkat maksimum sayap tanpa mengubah karakteristik untuk jelajah dan kecepatan tinggi pada kondisi penerbangan. Dalam perkembangan pesawat terbang ada suatu jaman dimana pesawat dikembangkan sampai ke tingkat teknologi yang dapat dikatakan tiada batas / luar biasa, hal inilah yang memicu mengapa pesawat terbang dikembangkan secara terus menerus sampai sekarang ini. Untuk semua kendaraan, dari kendaraan penumpang kecil hingga yang besar, pengurangan gaya tahan (*drag*) yang ditandai dengan pengurangan koefisien gaya tahan (*drag coefisien*) adalah salah satu caran yang paling efisien untuk meningkatkan efisiensi penggunaan bahan bakar. Kebutuhan akan informasi koefisien tahanan tersebut menjadi penting setelah semakin gencarnya usaha-usaha rekayasa teknologi untuk memproduksi kendaraan dengan konsumsi bahan bakar yang koefisien mungkin dengan pencapaian kecepatan kendaraan yang seoptimal mungkin. Maka dibutuhkan kecepatan dan ketepatan dalam pengujian koefisien tahanan angin. Pengujian koefisien tahanan dalam terowongan angin, baik ukuran sebenarnya maupun ukuran skala tersebut, membutuhkan waktu dan biaya yang tidak sedikit.

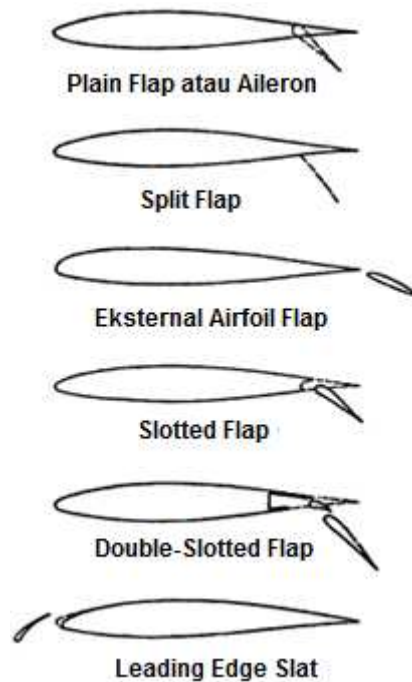
* Peneliti Bidang Teknologi Aerodinamika Pustekbang LAPAN

2. TEORI DASAR

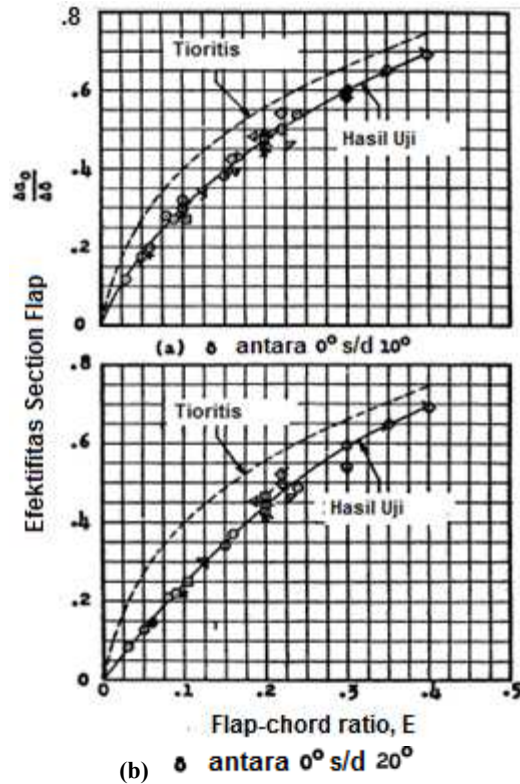
Karakteristik aerodinamis dari beberapa gaya angkat perangkat yang khas disajikan dan dibahas. Penekanan utama diberikan kepada kemampuan dan manfaat relatif dari berbagai perangkat. Banyak referensi literatur diberikan untuk memberikan informasi desain.

Gaya angkat pada airfoil bergantung pada koefisien gaya angkat yang dihasilkan oleh airfoil tersebut. Koefisien gaya angkat (C_l) dipengaruhi oleh desain bentuk camber dari airfoil. c_l yang dihasilkan oleh suatu airfoil bervariasi secara linear dengan sudut serang (α) tertentu. Kemiringan garis ditandai dengan $0 a$ yang disebut lift slope. Pada daerah ini aliran udara bergerak dengan mulus dan masih menempel pada hampir seluruh permukaan airfoil. Dengan bertambah besarnya α , aliran udara cenderung untuk separasi dari permukaan atas airfoil, membentuk ulakan besar “dead air” di belakang airfoil. Pada aliran separasi ini, aliran udara berputar dan sebagian aliran bergerak ke arah yang berlawanan dengan aliran freestream disebut juga reversed flow. Aliran yang berpisah merupakan efek dari viskositas. Konsekuensi dari perpisahan aliran pada α tinggi adalah pengurangan gaya angkat atau C_l dan bertambah besarnya gaya hambat akibat pressure drag, kondisi ini disebut kondisi stall. Harga maksimum dari c_l berada pada tepat sebelum kondisi stall yang dilambangkan dengan $\max C_l$, $\max C_l$ merupakan aspek paling penting dari performa airfoil, karena menentukan kecepatan stall pesawat udara khususnya saat fasa terbang kritis yaitu terbang tinggal landas dan mendarat.

Beberapa gaya angkat yang khas diilustrasikan seperti gambar 2.1.

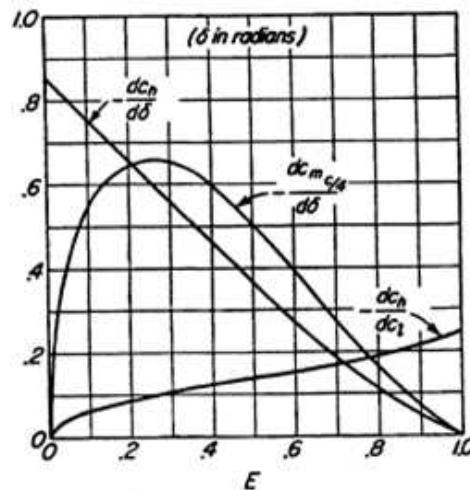


Gambar 2.1 Jenis gaya angkat



Gambar 2.2 Variasi efektifitas bagian flap dengan rasio penutup chord untuk airfoill flaps pada $C_z = 0$.

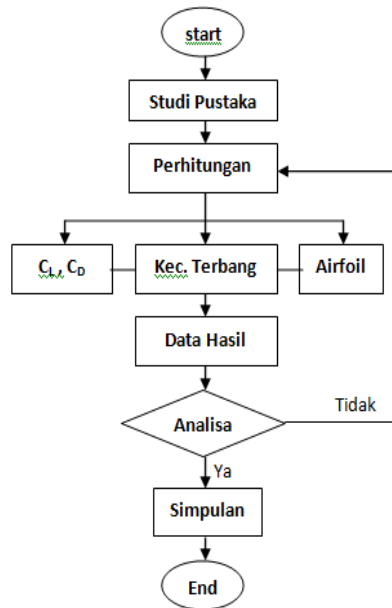
Efektivitas dihitung dari flap dalam mengubah bagian Pitching-koeffisien momen tentang seperempat poin-chord $dc_m/d\delta$ adalah seperti gambar 2.3.



Gambar 2.3. Perhitungan karakteristik pitching thetrailing-edge flaps.

3. METODOLOGI

Dalam melakukan penelitian aerodinamika sayap pesawat terbang ini dapat dilihat seperti gambar 3.1

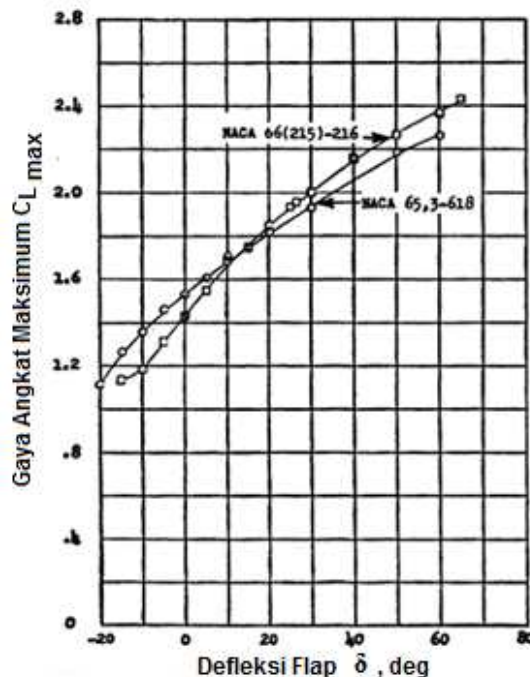


Gambar 3.1 Flowchart penelitian

4. DATA HASIL DAN ANALISA

Airfoil NACA (National Advisory Committee for Aeronautics) adalah salah satu bentuk bodi aerodinamika sederhana yang berguna untuk dapat memberikan gaya angkat tertentu terhadap suatu bodi lainnya. Dalam penelitian ini sayap yang dipilih adalah jenis NACA 66(215)-216 dan NACA 65,3-618 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.

Kurva koefisien gaya angkat maksimum diplot dalam bentuk grafik terhadap defleksi penutup untuk dua bagian adalah seperti Gambar 4.1. Flaps Plain dari 0.20 C tampaknya becapable menghasilkan penambahan sebesar koefisien bagian maksimum lift coefficient berkisar sampai sekitar 1,0 dan lebih efektif bila diterapkan pada bagian dengan sejumlah kecil chamber.

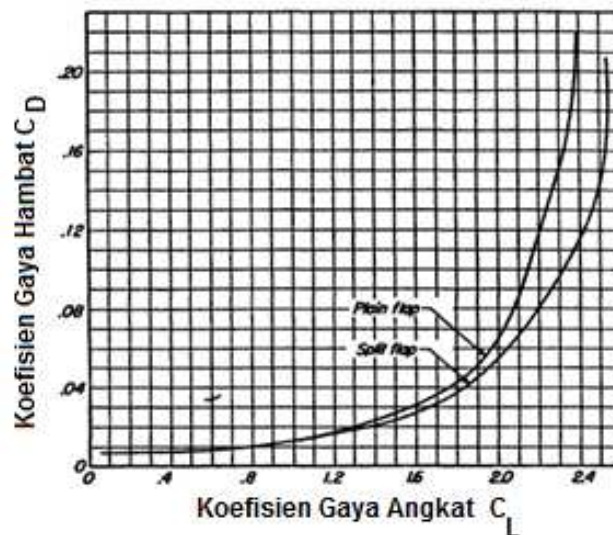


Gambar 4.1 Aliran udara pada sayap

Geometri airfoil memiliki pengaruh besar terhadap karakteristik aerodinamika dengan parameter penting berupa C_L , dan kemudian akan terkait dengan lift (gaya angkat yang dihasilkan). Hal ini sering dirangkum oleh beberapa parameter seperti: ketebalan maksimum, maksimum bentuk melengkung, posisi max ketebalan, posisi maks bentuk melengkung, dan hidung jari-jari. Suatu airfoil terdiri dari:

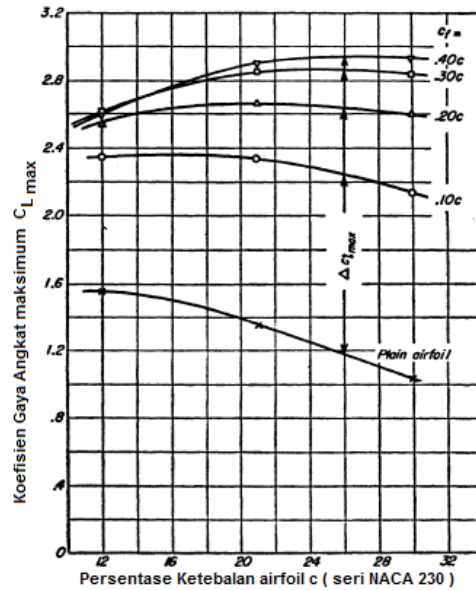
- permukaan atas (Upper Surface)
- permukaan bawah (Lower Surface)
- mean camber line adalah tempat kedudukan titik-titik antara permukaan atas dan bawah airfoil yang diukur tegak lurus terhadap mean camber line itu sendiri.
- Leading edge adalah titik paling depan pada mean camber line, biasanya berbentuk lingkaran dengan jari-jari mendekati $0.02c$
- Trailing edge adalah titik paling belakang pada mean camber line \
- camber; adalah jarak maksimum antara mean camber line dan garis chord yang diukur tegak lurus terhadap garis chord.
- ketebalan (thickness); adalah jarak antara permukaan atas dan permukaan bawah yang diukur tegak lurus terhadap garis chord.

Gambar variasi drag dengan koefisien lift untuk bagian sayap NACA 23.012 dengan flap $0.20c$ dibelokkan jumlah optimum pada setiap koefisien lift ditunjukkan pada Gambar 4.2



Gambar 4.2 profile-drag envelope polars NACA 23012 airfoil dengan $0.20c$ plain dan split Saps.

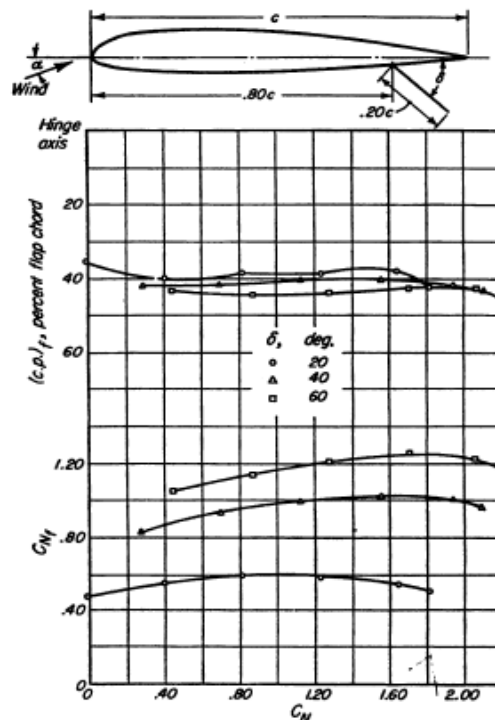
Hasil ini ditampilkan pada Gambar 4.3, menunjukkan bahwa, untuk 230-seri bagian NACA, koefisien angkat maksimum umumnya meningkat dengan rasio ketebalan untuk besar-chord flaps perpecahan tetapi penurunan untuk kecil-chord flaps.



Gambar 4.3 Effect of airfoil thinness on maximum lift coefficient of NACA 230-Series airfoils without splith and without split flaps.

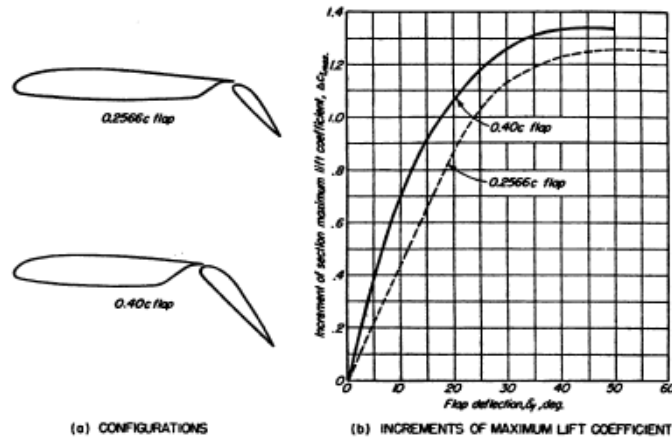
Suatu airfoil terdiri dari:

- permukaan atas (Upper Surface)
- permukaan bawah (Lowerer Surface)
- mean camber line adalah tempat kedudukan titik-titik antara permukaan atas dan bawah airfoil yang diukur tegak lurus terhadap mean camber line itu sendiri.
- Leading edge adalah titik paling depan pada mean camber line, biasanya berbentuk lingkaran dengan jari-jari mendekati $0.02c$
- Trailing edge adalah titik paling belakang pada mean camber line
- camber; adalah jarak maksimum antara mean camber line dan garis chord yang diukur tegak lurus terhadap garis chord.
- ketebalan (thickness); adalah jarak antara permukaan atas dan permukaan bawah yang diukur tegak lurus terhadap garis chord.



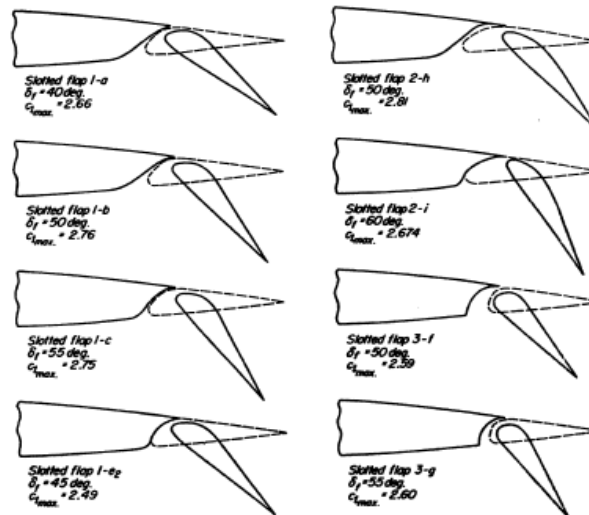
Gambar 4.4 NACA airfoil geometry Karakteristik Airfoil

Gaya angkat pada airfoil bergantung pada koefisien gaya angkat yang dihasilkan oleh airfoil tersebut. Koefisien gaya angkat (C_L) dipengaruhi oleh disain bentuk camber dari airfoil. C_L yang dihasilkan oleh suatu airfoil bervariasi secara linear dengan sudut serang (α) tertentu. Kemiringan garis ditandai dengan $0 a$ yang disebut lift slope. Pada daerah ini aliran udara bergerak dengan mulus dan masih menempel pada hampir seluruh permukaan airfoil. Dengan bertambah besarnya α , aliran udara cenderung untuk separasi dari permukaan atas airfoil, membentuk ulakan besar “dead air” di belakang airfoil.



Gambar 4.5 Konfigurasi maksimum lift airfoil

Pada aliran separasi ini, aliran udara berputar dan sebagian aliran bergerak ke arah yang berlawanan dengan aliran freestream disebut juga reversed flow. Aliran yang berpisah merupakan efek dari viskositas. Konsekuensi dari perpisahan aliran pada α tinggi adalah pengurangan gaya angkat atau C_L dan bertambah besarnya gaya hambat akibat pressure drag, kondisi ini disebut kondisi stall. Harga maksimum dari C_L berada pada tepat sebelum kondisi stall yang dilambangkan dengan $\max C_L$. $\max C_L$ merupakan aspek paling penting dari performa airfoil, karena menentukan kecepatan stall pesawat udara khususnya saat fasa terbang kritis yaitu terbang tinggal landas dan mendarat.



Gambar 4.6 Proses terbentuknya gaya Angkat

Proses terbentuknya gaya angkat:

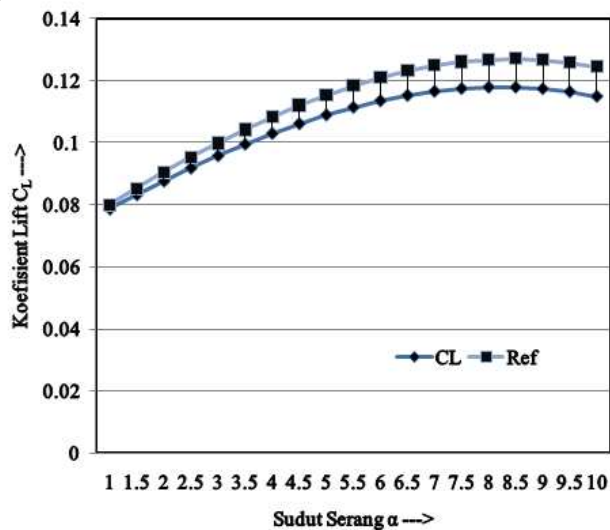
- Aliran udara mengalir melalui airfoil terpecah dua menjadi aliran di atas dan bawah permukaan airfoil.
- Di trailing edge kedua aliran bersatu lagi. Namun karena perbedaan sudut arah datangnya kedua aliran tersebut, maka akan terbentuk suatu pusaran yang disebut starting vortex, dengan arah putaran berlawanan arah putar jarum jam.

- Karena momentum putar awal aliran adalah nol, maka menurut hukum kekekalan momentum, harus timbul pusaran yang melawan arah putar starting vortex ini. Pusaran ini berputar searah putaran jarum jam mengelilingi airfoil dan dinamakan bound vortex.
- Starting vortex akan bergeser ke belakang karena gerak maju pesawat.
- Akibat adanya bound vortex ini, aliran di atas permukaan akan mendapat tambahan kecepatan, dan aliran di bawah permukaan akan mendapat pengurangan kecepatan

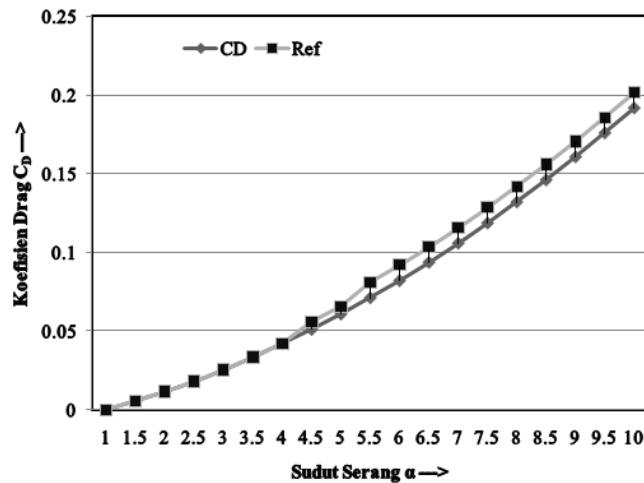
Tabel 4.2 Koefisien Tahanan (C_D , C_L)

V (km/jam)	C_L	C_D
100	0.078667	0.001211
150	0.083254	0.005454
200	0.087665	0.011519
250	0.091874	0.018195
300	0.095855	0.025481
350	0.099582	0.033377
400	0.103032	0.041883
450	0.10618	0.050999
500	0.109004	0.060725
550	0.111481	0.07106
600	0.113591	0.082004
650	0.115311	0.093557
700	0.116625	0.105719
750	0.117513	0.118488
800	0.117958	0.131865
850	0.117945	0.145849
900	0.11746	0.16044
950	0.11649	0.175637
1000	0.115023	0.19144

Gambar 4.7 ditampilkan grafik antara koefisien lift C_L terhadap sudut serang α . Sudut serang α adalah variasi dari 0° sampai dengan 10° . Kemudian ditampilkan juga dengan hasil dari referensi C_{LRef} . Koefisien lift C_L dari hasil perhitungan dan hasil referensi terdapat perbedaan rata-rata sebesar 0.660 %. Gambar 4.8 disajikan grafik koefisien drag C_D terhadap sudut serang α . Dengan cara yang sama sudut serang α divariasikan antara 0° sampai dengan 10° . Serta prediksi kecepatan pesawat (V) dari 100 km/jam sampai dengan 100 km/jam. Perbandingan yang diperoleh antara koefisien drag C_D dengan koefisien drag referensi diperoleh sebesar 0.611 %.



Gambar 4.7 : Grafik Koefisien Lift C_L vs Sudut serang α



Gambar 4.8 : Grafik Koefisien Drag C_D vs Sudut serang α

5 KESIMPULAN

Dari hasil penelitian sayap pesawat terbang ini dapat diambil beberapa kesimpulan sebagai berikut :

- Koefisien lift C_L terendah sebesar 0.078667 dan koefisien lift C_L tertinggi pada kecepatan 1000 km/jam sebesar 0.115023.
- Perbandingan antara hasil perhitungan koefisien lift C_L dan data referensi didapatkan sebesar 0.660 %.
- Koefisien drag C_D terendah pada kecepatan pesawat (V) 100 km/jam adalah 0.001211 dan tertinggi sebesar 0.19144.
- Terdapat perbedaan rata-rata antara koefisien drag teoritis dengan referensi sebesar 0.611 %.
- Secara umum hasil perhitungan ini dengan referensi, persentasenya sangat kecil.

DAFTAR PUSTAKA

- John D. Anderson, Jr, "*Fundamentals of aerodynamics*", third ed, chap 4
 Moran, Jack. *An introduction to theoretical and computational aerodynamics*. 2003.
 Aerospaceweb.org | Ask Us - NACA Airfoil Series
<http://www.fges.demon.co.uk/cfd/naca.html>
 Marzocca, Pier. "*The NACA airfoil series*" (PDF). Clarkson University.
 H. H. Hurt, Jr, *Aerodynamics for Naval Aviators*, The Office of the Chief of Naval Operations, Aviation Training Division, Revised January 1965.

DAFTAR RIWAYAT HIDUP PENULIS

DATA UMUM

Nama Lengkap : Maludin Sitanggang
 Tempat & Tgl. Lahir : Patumbak, 5 Nopember 1959
 Jenis Kelamin : Pria
 Instansi Pekerjaan : Pustekgan LAPAN
 NIP. / NIM. : 19591105.199002.1.003
 Pangkat / Gol. Ruang : IV-D
 Jabatan Dalam Pekerjaan : Peneliti Utama
 Agama : Kristen
 Status Perkawinan : Kawin

DATA PENDIDIKAN

SLTA : Tahun:
STRATA 1 (S.1) : Teknik Mesin USU Medan Tahun: 1987
STRATA 2 (S.2) : Material Sciences UI Jakarta Tahun: 1997

ALAMAT

Alamat Rumah : Kompleks Lapan Blok A. No. 19 Rumpin Bogor
HP. : 08121926185
Alamat Kantor / Instansi : Pustekgan Lapan Rumpin
Email: stgmaludin@yahoo.co.id

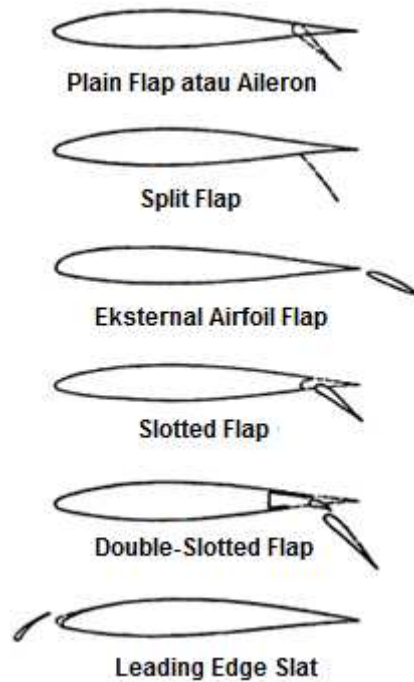
HASIL DISKUSI DALAM PELAKSANAAN SEMINAR

Pertanyaan :

1. Gambar 2.1 gaya dan momennya mana? (Fadilah Hasim-BPPT)
2. Perhitungannya menggunakan metoda apa (DFK atau analitik atau apa)? (Fadilah Hasim-BPPT)

Jawaban :

1. Jenis gaya angkat yang dimaksud disini adalah gaya angkat akibat bentuk Plain Flap, Split Flap, Airfoil flap, Slotted flap dan Slat pada sayap tersebut.
2. Cara perhitungan yang digunakan adan dengan metoda analitik



Gambar 2.1 : Jenis gaya angkat