



# Analisis Pengaruh Penambahan *Flap* pada Sayap UAV CH-4 Terhadap Karakteristik Aerodinamika Menggunakan *Ansys Fluent*

(*Analysis Of The Effect Of Adding Flaps On The Wings Of The  
CH-4 UAV On Aerodynamic Characteristics Using Ansys  
Fluent*)

Iffat Septian Dwairindra<sup>1</sup>, Herman<sup>2</sup>, Sya'ban Tri H.<sup>3</sup>

<sup>1,2,3</sup>Teknik Aeronautika Pertahanan, Akademi Angkatan Udara

E-mail: iffatiffat566@gmail.com, Hermanir90@gmail.com, syabantri@aau.ac.id

**Abstract**— *The UAV-CH4 aircraft is an unmanned aircraft belonging to the Indonesian Air Force which is currently being actively operated. This drone applies the principle of flying at high altitudes by taking advantage of its long dimensions and wingspan. This study aims to determine the effect of adding flaps to the aerodynamic characteristics of the UAV-CH4 aircraft wing. The research implementation procedure was carried out using solidworks and Ansys-Fluent software. The model of the aircraft wing that will be analyzed is the wing model of the UAV-CH4 in the form of an LRN 1015 airfoil. The wing modeling is carried out using the Solidworks application and then using Ansysy Fluent software to analyze its aerodynamic characteristics. The aerodynamic characteristics of the CH-4 UAV wing analyzed are lift, drag, lift coefficient and drag coefficient with additional variations of flaps. These results show that the use of flaps causes a decrease in lift and drag on wings that use flaps. At a speed of 170 km/h and an angle of attack of 10°, it produces a lift and drag of 12573.7 N and 1958.7 N, while the wing without flaps produces a lift and drag of 9294.3 N and 1960.1 N.*

**Keywords**— *Flap, UAV-CH4 Rainbow, ANSYS, Computational Fluid Dynamics, Lift, Drag, Koefisien Lift, Koefisien Drag.*

**Abstrak**— *Pesawat UAV-CH4 merupakan pesawat terbang tanpa awak milik TNI AU yang saat ini sedang aktif dioperasikan. Drone ini menerapkan prinsip terbang di ketinggian dengan memanfaatkan dimensi serta rentang sayapnya yang panjang. Penelitian ini bertujuan mengetahui pengaruh penambahan flap terhadap karakteristik aerodinamika dari sayap pesawat UAV-CH4. Prosedur pelaksanaan penelitian dilaksanakan menggunakan software solidworks dan Ansys-Fluent . Model sayap pesawat yang akan dianalisa yaitu model sayap pesawat UAV-CH4 berupa airfoil LRN 1015. Pemodelan sayap dilaksanakan menggunakan aplikasi Solidworks dan kemudian menggunakan software Ansysy Fluent untuk menganalisis karakter aerodinamikanya. Karakteristik aerodinamika pada sayap UAV-CH4 yang dianalisis berupa lift, drag, koefisien lift dan koefisien drag dengan variasi tambahan flap. Hasil ini menunjukkan penggunaan flap menyebabkan penurunan lift dan drag pada sayap yang menggunakan flap. Pada kecepatan 170 km/jam dan sudut serang sebesar 10° menghasilkan lift dan drag sebesar 12573,7 N dan 1958,7 N sedangkan pada sayap tanpa flap menghasilkan lift dan drag sebesar 9294,3 N dan 1960,1 N.*

**Kata Kunci**— *Flap, UAV-CH4 Rainbow, ANSYS, Computational Fluid Dynamics, Lift, Drag, Koefisien Lift, Koefisien Drag.*

## I. PENDAHULUAN

Karakteristik aerodinamika merupakan suatu hal yang sangat penting dalam bidang ilmu aplikasi aerodinamika yang ditujukan untuk mendapatkan performansi maksimum dari suatu bentuk airfoil (Arif Maulana Ghofar, 2018). Untuk mendapatkan performa yang maksimal dari airfoil ini, diberi variasi sudut serang yang berbeda-beda sehingga nantinya di dapatkan sudut serang maksimal untuk menghasilkan gaya angkat yang maksimal juga (Hidayat, 2016). Besaran gaya angkat yang dihasilkan oleh sayap tergantung pada bentuk airfoil, daerah sayap dan juga kecepatan pesawat. Saat lepas landas dan mendarat kecepatan pesawat relatif rendah, padahal diperlukan kecepatan yang tinggi untuk memperoleh gaya angkat yang besar. Sedangkan ketika mendarat diperlukan kecepatan rendah serta memberikan efek pengereman tinggi yang bertujuan untuk mendarat mulus dan jarak luncur relatif pendek. Sehingga untuk mendapatkan hasil tersebut desainer pesawat mencoba untuk meningkatkan area sayap dan mengubah bentuk airfoil dengan menempatkan beberapa bagian yang bergerak pada trailing edge yang disebut dengan flap (Hartanto, Tri, 2015).

Flap berfungsi untuk meningkatkan gaya angkat pada sayap disertai dengan meningkatnya drag, sehingga pesawat dapat bergerak pada kecepatan yang rendah serta dapat digunakan juga sebagai rem saat diudara. Flap terletak pada trailing edge sayap di pangkal sayap dekat fuselage, flap biasa digunakan pada saat landing (wiratama, caesar, 2016).

Upaya meningkatkan performa dari pesawat dengan melakukan penelitian mengenai airfoil pada wing pesawat akan terus meningkat guna memperoleh hasil yang optimal. Penggunaan software ANSYS dalam menganalisa desain flap bertujuan untuk memperoleh desain dengan hasil optimal dalam kinerjanya. Penelitian ini bertujuan untuk menganalisis karakteristik aerodinamika flap berupa lift, drag, koefisien lift dan koefisien drag pada wing pesawat UAV CH-4 dengan variasi AOA, sudut flap, dan kecepatan sehingga bisa diaplikasikan pada pesawat UAV CH-4 dalam upaya peningkatan prestasi terbang.

## II. LANDASAN TEORI

Pada bab ini diuraikan secara sistematis teori-teori yang berhubungan dengan permasalahan yang dibahas pada penelitian. Landasan teori memberikan gambaran secara garis besar tentang penelitian yang dibuat dan mengaitkan teori-teori yang ada dengan menggunakan parameter-parameter yang selanjutnya dibandingkan. Landasan teori berisi referensi terbaru, relevan, asli dan menguraikan teori umum yang mendasari masalah yang diteliti.

### A. *Unmanned Aerial Vehicle (UAV)*

Dalam bahasa Indonesia biasa disebut Pesawat Tanpa Awak adalah sebuah mesin terbang yang berfungsi dengan kendali jarak jauh oleh pilot atau mampu mengendalikan dirinya sendiri, menggunakan hukum aerodinamika untuk mengangkat dirinya, bisa digunakan kembali dan mampu membawa muatan baik senjata maupun muatan lainnya. Pesawat UAV memiliki ukuran, konfigurasi dan karakter yang bervariasi. Adapun sejarah pesawat UAV adalah Drone, sebuah pesawat tanpa awak yang digunakan sebagai sasaran tembak. Perkembangan kontrol otomatis membuat pesawat sasaran tembak yang sederhana mampu berubah menjadi pesawat tanpa awak yang kompleks dan rumit.

### B. Teori Flap

Flap adalah sebuah permukaan bergerak yang berengsel pada tepi belakang sayap pesawat terbang biasa juga disebut sirip pesawat. Jika sirip sayap diturunkan maka kecepatan anjlog (stall speed) pesawat terbang akan menurun. Flap dapat dilihat pada saat pesawat akan lepas landas (take off) maupun mendarat (landing) karena pada dua kondisi.

Flap digunakan untuk meningkatkan lift pada pesawat pada saat lepas landas dan mendarat. Ketika sirip sayap diturunkan, area permukaan sayap bertambah yang menghasilkan peningkatan gaya angkat (lift). Hal ini memungkinkan pesawat untuk lepas landas dengan kecepatan lebih rendah atau mendarat dengan kecepatan lebih lambat tanpa meningkatkan kecepatan penurunan (sink rate). Flap juga membantu dalam meningkatkan kontrol pesawat pada kecepatan rendah, memperbolehkan pesawat untuk tetap stabil saat mendekati atau meninggalkan landasan pacu. Selain itu, penggunaan flap dapat menghasilkan peningkatan hambatan drag yang memungkinkan pesawat untuk mendarat dengan lebih lambat tanpa harus meningkatkan kecenderungan tergelincir (float) saat mendarat.

## III. METODE/MODEL YANG DIUSULKAN

### A. Arsitektur Model Secara Umum

Pengujian karakteristik aerodinamika pada sayap airfoil LRN 1015 dilakukan menggunakan software Ansys Fluent dan pembuatan pemodelan menggunakan software Solidworks 2013 dengan langkah-langkah berikut :

- a. Download data koordinat airfoil LRN 1015 di situs [www.airfoiltools.com](http://www.airfoiltools.com).
- b. Masukkan data koordinat tersebut untuk membuat airfoil pada software Solidworks 2013.
- c. Masukkan data-data sayap UAV CH-4 pada software Ansys Fluent.
- d. Setelah 3D dari sayap terbentuk, lanjutkan dengan membentuk geometri dari flap dari sayap.
- e. Setelah selesai dibuat, ubah file dari software Solidworks 2013 menjadi file yang dapat digunakan oleh software Ansys Fluent, lakukan analisis dengan menggunakan software Ansys Fluent pada sayap tanpa flap.
- f. Lakukan proses analisis pada variasi angle of attack dan kecepatan udara yang telah ditentukan.
- g. Lakukan analisis sayap dengan tambahan flap menggunakan angle of attack dan kecepatan udara yang sama dengan yang tanpa vortex generator.
- h. Setelah seluruh data didapatkan, cari data rasio lift to drag dan sudut serang kritis dari kedua.
- i. Bandingkan hasil dari kedua yang telah di analisis.
- j. Berikan kesimpulan dari kedua data yang sudah didapatkan.

#### IV. HASIL/IMPLEMENTASI MODEL DAN PEMBAHASAN

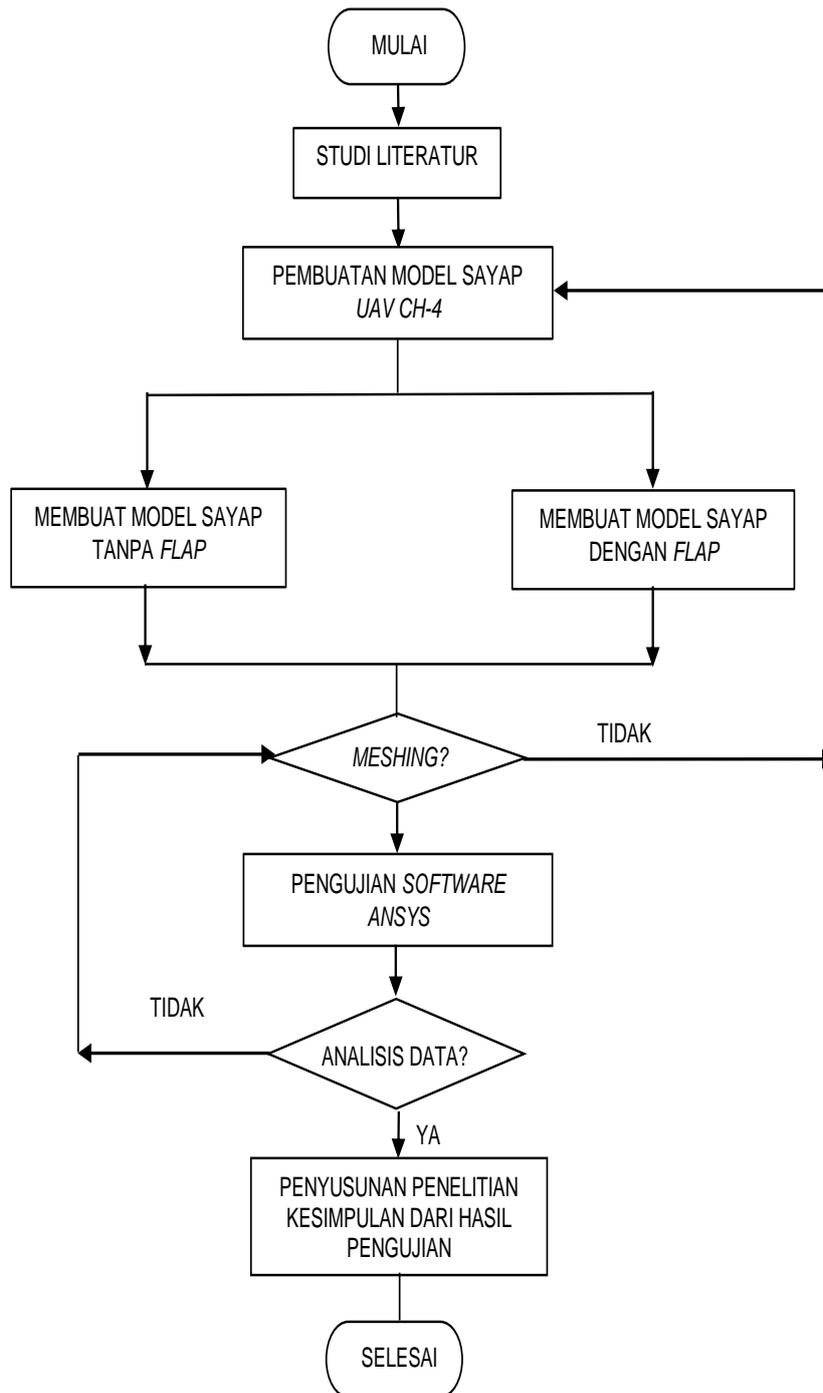
Berikut ini merupakan pembuatan model yang telah dilakukan terhadap *wing UAV CH-4* maupun pengujian aerodinamika *wing UAV CH-4* sebelum dimodifikasi dengan penggunaan *flap* dan setelah dipasangkan *flap* dengan berbagai variasi. Setelah diasumsikan dengan berbagai parameter dan perumusan masalah yang sudah ditentukan maka diperoleh data-data pengujian sebagai berikut :

a. Pemodelan *Wing UAV CH-4*.

Pemodelan *wing UAV CH-4* dilakukan dengan menggunakan *software Solidworks* yaitu dengan membuat model *wing* tanpa *flap* dan membuat model *wing* dengan *flap*. Dengan *software Solidworks*, simulasi dan analisis dapat dilakukan secara terperinci terhadap efek tambahan yang dihasilkan oleh *flap* pada *wing UAV CH-4*. Mereka dapat menguji bagaimana perubahan pada sudut *flap*, posisi relatif terhadap sayap, dan penyesuaian lainnya dapat mempengaruhi karakteristik aerodinamis pesawat, seperti gaya angkat (*lift*), hambatan (*drag*), dan stabilitas pesawat. Proses ini membantu untuk memastikan bahwa integrasi *flap* pada model *wing UAV CH-4* dapat meningkatkan performa dan efisiensi pesawat tanpa mengorbankan stabilitas atau keamanan penerbangannya. Adapun langkah dalam pemodelan *wing UAV CH-4* tanpa *flap* adalah sebagai berikut ini :

- 1) Mengumpulkan data dari pesawat *UAV CH-4*, terkait bentuk sayap dari *UAV CH-4* beserta ukurannya (*blueprint*).
- 2) Selanjutnya untuk membuat sayap utama dari pesawat *UAV CH-4* di mulai dengan mengumpulkan data berupa koordinat sayap, koordinat sayap menggunakan koordinat *airfoil NASA LRN 1015* pada website [www.airfoiltools.com](http://www.airfoiltools.com).
- 3) Data yang didapat akan berupa 3 kordinat yaitu sumbu x, y, dan z dari *NASA LRN 1015*. Data tersebut akan dimasukkan pada *software Solidworks 2013*.
- 4) Setelah gambar 3D selesai dibentuk, lalu file 3D dari *Solidworks* diubah menjadi format *\*.stp* yang siap digunakan pada *software Ansys Fluent* agar dapat dilakukan analisis.
- 5) Melakukan proses analisis pada Sayap *UAV CH-4* dan Sayap *UAV CH-4* dengan *Plain Flap* menggunakan variasi parameter kecepatan 100 km/jam, 110 km/jam dan 170 km/jam.
- 6) Mengumpulkan data dari proses analisis terutama data terkait *litf*, *drag*, dan *CL/CD ratio*. Mencatat kedua hasil analisis antara Sayap *UAV CH-4* tanpa *flap* dan Sayap *UAV CH-4* dengan *Plain Flap* lalu menyimpulkan dari kedua hasil data.

b. Hasil Percobaan Pengujian dengan *CFD*. Dibawah ini merupakan hasil pengujian karakteristik *wing UAV CH-4* dengan menggunakan *Software ANSYS* tanpa *flap* dan dengan menggunakan *flap*.



Gambar 1. Diagram Alir

### A. Pembahasan

Berdasarkan hasil perhitungan dan penelitian yang disajikan dalam bentuk tabel dan grafik pada sayap, kita dapat melakukan analisis tentang karakteristik aerodinamika pada sayap tersebut, yaitu perbedaan hasil perhitungan koefisien *lift* dan koefisien *drag* yang akan mempengaruhi terhadap nilai *lift* dan nilai *drag* dari sayap tersebut. Dari 2 pengujian yang dilakukan pada *wing* UAV CH-4 tanpa *flap* dengan *wing* UAV CH-4 yang menggunakan *flap* yang diberikan variasi

kecepatan sebesar 110 km/jam, 170 km/jam, dan 100 km/jam dan dengan variasi sudut serang  $-5^\circ$ ,  $2^\circ$ , dan  $10^\circ$  memiliki hasil yang berbeda-beda dalam segi aerodinamikanya yaitu sebagai berikut:

- a. Pengaruh *Angle of Attack* terhadap lift. Dari hasil percobaan, dapat diketahui berapa nilai lift dengan variasi *Angle of Attack* dari  $-5^\circ$ ,  $2^\circ$ , dan  $10^\circ$  dimana semakin besar nilai *Angle of Attack* sayap maka akan menaikkan nilai lift. Lift terbesar untuk sayap tanpa flap adalah sebesar 12573,7 N. Semua hasil lift terbesar pada *Angle of Attack*  $10^\circ$  pada sayap yang tidak menggunakan flap sehingga saat melakukan take off pesawat sebaiknya menggunakan sudut serang tersebut daripada sudut serang sebesar  $2^\circ$ .
- b. Pengaruh *Angle of Attack* terhadap drag. Dari hasil percobaan, dapat diketahui berapa nilai drag dengan variasi *Angle of Attack* dari  $-5^\circ$ ,  $2^\circ$ , dan  $10^\circ$  dimana semakin besar nilai *Angle of Attack* sayap maka akan menaikkan nilai drag. Drag terbesar untuk sayap tanpa flap adalah sebesar 1958,701 N. Semua hasil drag terbesar pada *Angle of Attack*  $10^\circ$  pada sayap yang tidak menggunakan flap namun lift yang dihasilkan lebih besar dari drag yang dihasilkan tersebut.
- c. Hasil pengujian sayap UAV CH-4 dengan memasukkan variasi sudut serang dari  $-2^\circ$ ,  $5^\circ$  dan  $10^\circ$  bahwa hasil pengujian pada *Angle of Attack* tersebut nilai lift mengalami kenaikan secara terus menerus dan belum ada menunjukkan penurunan.
- d. Penggunaan flap pada sayap UAV CH-4 dapat mengurangi nilai drag tetapi juga mengurangi nilai lift yang berarti sayap yang menggunakan flap belum menghasilkan efisiensi aerodinamik yang lebih baik daripada sayap yang tanpa menggunakan flap.

## V. KESIMPULAN

Kesimpulan dari penelitian yang berjudul Analisis Pengaruh Penambahan Flap pada Sayap UAV CH-4 Terhadap Karakteristik Aerodinamika Menggunakan Ansys Fluent adalah sebagai berikut:

- a. Pada sayap UAV CH-4 tanpa menggunakan flap sudut  $10^\circ$  dengan kecepatan 170 km/jam memiliki lift tertinggi sebesar 12573,7 N dibandingkan dengan posisi lainnya dan drag tertinggi sebesar 1958,7 N ini menunjukkan bahwa pada posisi tersebut pesawat sebaiknya melakukan take off karena gaya angkat / lift yang dihasilkan lebih besar daripada gaya hambat / drag.
- b. Pada sayap UAV CH-4 yang menggunakan flap, drag tertinggi yang dihasilkan adalah sebesar 1960 N yang terjadi pada sudut serang  $10^\circ$  dan kecepatan 170 km/jam sedangkan lift tertinggi yang dihasilkan adalah sebesar 9294,3 N yang terjadi pada sudut serang  $2^\circ$  dan kecepatan 170 km/jam. Walaupun pada sudut serang  $10^\circ$  dan kecepatan 170 km/jam menghasilkan lift yang tidak lebih besar dari lift pada sudut serang  $2^\circ$  dan kecepatan 170 km/jam namun lift yang dihasilkan masih lebih besar daripada drag yang dihasilkan pada sudut serang dan kecepatan tersebut sehingga masih memungkinkan pesawat untuk melakukan take off.
- c.  $C_L/C_D$  terbesar pada sayap tanpa flap terjadi pada sudut serang  $2^\circ$  dan kecepatan 170 km/jam sebesar 17,4 sehingga dapat ditarik kesimpulan bahwa kemampuan terbesar pesawat UAV untuk dapat climb ketika terbang adalah dengan mengarahkan wing dengan sudut serang  $2^\circ$  karena memiliki koefisien lift yang besar dengan koefisien drag yang

sekecil mungkin sehingga hal ini memungkinkan pesawat dapat melakukan *climbing* dengan baik.

#### UCAPAN TERIMA KASIH

Naskah penelitian ini disusun dengan bantuan dari berbagai pihak yang membantu untuk penyelesaiannya. Untuk itu, penyusun pada kesempatan ini mengucapkan terima kasih dan rasa hormat setinggi-tingginya kepada:

1. Marsekal Muda TNI Eko Dono Indarto., S.IP. sebagai Gubernur Akademi Angkatan Udara yang telah memberikan dukungan dan motivasi untuk menyelesaikan penelitian ini.
2. Kolonel Tek R. Aryo Surdihartono, S.T., M. Si sebagai Kepala Departemen Aeronautika Akademi Angkatan Udara yang telah membantu dengan baik secara langsung maupun tidak langsung untuk selesainya penyusunan penelitian ini.
3. Kolonel Tek Ir. Herman, M. T selaku Dosen Pembimbing yang telah mengarahkan, membimbing dan meluangkan waktu, pemikiran serta tenaga sehingga dapat menyelesaikan penelitian ini dengan baik.
4. Bapak Pairin dan Ibu Ninik Indrawati selaku Orang Tua yang telah memberikan dukungan dan doa tiada henti untuk menyelesaikan penelitian ini.
5. Seluruh rekan-rekan Taruna tingkat III yang selalu memberikan motivasi dan semangat penyusun dalam menyelesaikan penelitian ini

Demikian kata pengantar pada penyusunan naskah penelitian ini, semoga Allah SWT memberikan limpahan rahmat dan karunia-Nya dalam pengabdian kita kepada bangsa dan negara melalui TNI Angkatan Udara.

#### REFERENSI

- [1] Arif Maulana Ghofar, 14525033. (2018). Pemilihan Sudut Pasang *Airfoil* Naca 2412 pada Tail UAV Male Dengan Menggunakan Software Berbasis Computational Fluid Dynamic Untuk Memperoleh Gaya Angkat Optimal. <https://dspace.uui.ac.id/handle/123456789/7281>
- [2] Hartanto, Tri. (2015). ANALISA AERODINAMIKA FLAP DAN SLAT PADA *AIRFOIL* NACA 2410 TERHADAP KOEFISIEN LIFT DAN KOEFISIEN DRAG DENGAN METODE COMPUTATIONAL FLUID DYNAMIC. 15.
- [3] Hidayat, M. F. (2016). ANALISA AERODINAMIKA *AIRFOIL* NACA 0021 DENGAN ANSYS FLUENT. JURNAL KAJIAN TEKNIK MESIN, 1(1), 43–59. <https://doi.org/10.52447/jktm.v1i1.332>
- [4] Jatisukamto, G., & Sari, M. (2018). Analisis *Airfoil* Double-Slot Flap LS(01)-0417 MOD Dengan *Airfoil* Tanpa Flap Nasa SC(2) 0610. Jurnal Energi Dan Manufaktur, 11(2), 49. <https://doi.org/10.24843/JEM.2018.v11i02.p03>

- 
- [5] Sari, M. (2018). OPTIMASI COEFFICIENT LIFT (Cl) SINGLE SLOTTED FLAP DAN DOUBLE SLOTTED FLAP PADA PESAWAT N219 MENGGUNAKAN SIMULASI COMPUTATIONAL FLUID DYNAMIC. 79.
- [6] wiratama,caesar. (2016). Control Surface Pada Pesawat Terbang – Aeroengineering.co.id. <https://www.aeroengineering.co.id/2016/01/control-surface-pada-pesawat-terbang/>