

**STUDI EKSPERIMEN KARAKTERISTIK AERODINAMIKA
PENGARUH ANTI STALL LONG FENCE AIRFOIL NACA 2412
DENGAN OIL FLOW VISUALIZATION PADA PESAWAT CESSNA 172R
DI POLITEKNIK PENERBANGAN SURABAYA**

PROYEK AKHIR



Oleh :

DEAN AZRIEL ARIFIN
NIT: 30421031

**PROGRAM STUDI DIPLOMA 3 TEKNIK PESAWAT UDARA
POLITEKNIK PENERBANGAN SURABAYA
2024**

PROYEK AKHIR

STUDI EKSPERIMEN KARAKTERISTIK AERODINAMIKA PENGARUH ANTI STALL LONG FENCE AIRFOIL NACA 2412 DENGAN OIL FLOW VISUALIZATION PADA PESAWAT CESSNA 172R DI POLITEKNIK PENERBANGAN SURABAYA

Diajukan sebagai Salah Satu Syarat untuk Mendapatkan Gelar Ahli Madya
(A.Md.) pada Program Studi Diploma 3 Teknik Pesawat Udara



Oleh :

DEAN AZRIEL ARIFIN
NIT. 30421031

**PROGRAM STUDI DIPLOMA 3 TEKNIK PESAWAT UDARA
POLITEKNIK PENERBANGAN SURABAYA
2024**

HALAMAN PERSETUJUAN

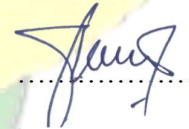
STUDI EKSPERIMEN KARAKTERISTIK AERODINAMIKA PENGARUH ANTI STALL LONG FENCE AIRFOIL NACA 2412 DENGAN OIL FLOW VISUALIZATION PADA PESAWAT CESSNA 172R DI POLITEKNIK PENERBANGAN SURABAYA

Oleh :
DEAN AZRIEL ARIFIN
NIT. 30421031

Disetujui untuk diujikan pada:
Surabaya, 1 Agustus 2024

Pembimbing I

: Dr. Ir. SETYO HARIYADI SP, ST, MT
NIP. 19790824 200912 1 001



Pembimbing II

: DWIYANTO ST.,M.Pd
NIP. 19690420 199103 1 004



HALAMAN PENGESAHAN

STUDI EKSPERIMEN KARAKTERISTIK AERODINAMIKA PENGARUH
ANTI STALL LONG FENCE AIRFOIL NACA 2412 DENGAN
OIL FLOW VISUALIZATION PADA PESAWAT CESSNA 172R
DI POLITEKNIK PENERBANGAN SURABAYA

Oleh :

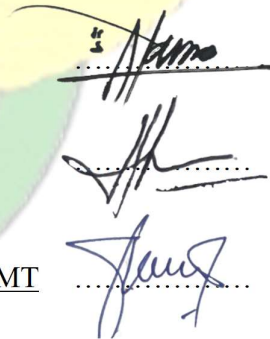
DEAN AZRIEL ARIFIN

NIT.30421031

Telah dipertahankan dan dinyatakan lulus pada Ujian Akhir/Tugas Akhir Program
Pendidikan Diploma 3 Teknik Pesawat Udara
Perguruan Tinggi dan Akademi Penerbangan
pada tanggal : 9 Agustus 2024

Panitia Penguji :

1. Ketua : SUYATMO, ST, S.Pd, MT
NIP. 19630510 198902 1 001
2. Sekretaris : SUSENO, ST, MM
NIP. 1680717 201601 08001
3. Anggota : Dr. Ir. SETYO HARIYADI SP, ST, MT
NIP. 19790824 200912 1 001



Ketua Program Studi

D3 TEKNIK PESAWAT UDARA



NYARIS PAMBUDIYATNO, S.SiT, M.MTr
NIP. 19820525 2005021 001

PERNYATAAN KEASLIAN DAN HAK CIPTA

Saya yang bertanda tangan di bawah ini :

Nama : Dean Azriel Arifin
NIT : 30421031
Program Studi : D3 Teknik Pesawat Udara
Judul Tugas Akhir : STUDI EKSPERIMEN KARAKTERISTIK
AERODINAMIKA PENGARUH *ANTI STALL*
LONG FENCE AIRFOIL NACA 2412 DENGAN
OIL FLOW VISUALIZATION PADA PESAWAT
CESSNA 172R DI POLITEKNIK
PENERBANGAN SURABAYA

dengan ini menyatakan bahwa :

1. Tugas akhir ini merupakan karya asli dan belum pernah diajukan untuk mendapatkan gelar akademik, baik di Politeknik Penerbangan Surabaya maupun di Perguruan Tinggi lain, serta dipublikasikan, kecuali secara tertulis dengan jelas dicantumkan sebagai acuan dalam naskah dengan disebutkan nama pengarang dan dicantumkan dalam daftar pustaka.
2. Demi pengembangan ilmu pengetahuan, menyetujui untuk memberikan Hak Bebas Royalti Non Eksklusif (*Non-Exclusive Royalty-Free Right*) kepada Politeknik Penerbangan Surabaya beserta perangkat yang ada (jika diperlukan). Dengan hak ini, Politeknik Penerbangan Surabaya berhak menyimpan, mengalihmedia/formatkan, mengelola dalam bentuk pangkalan data (*database*), merawat, dan mempublikasikan tugas akhir saya dengan tetap mencantumkan nama saya sebagai penulis/pencipta dan sebagai pemilik Hak Cipta.

Demikian pernyataan ini saya buat dengan sebenarnya. Apabila di kemudian hari terdapat penyimpangan dan ketidak benaran, maka saya bersedia menerima sanksi akademik berupa pencabutan gelar yang telah diperoleh, serta sanksi lainnya sesuai dengan norma yang berlaku di Politeknik Penerbangan Surabaya.

Surabaya, 9 Agustus 2024
Yang membuat pernyataan




Dean Azriel Arifin
NIT.30421031

KATA PENGANTAR

Puji syukur kepada Allah SWT Tuhan Yang Maha Esa yang telah memberikan rahmat serta karunia-Nya, sehingga penulis dapat menyelesaikan Proposal Proyek Akhir/Tugas Akhir pada yang berjudul “STUDI EKSPERIMEN KARAKTERISTIK AERODINAMIKA PENGARUH *ANTI STALL LONG FENCE AIRFOIL* NACA 2412 DENGAN *OIL FLOW VISUALIZATION* PADA PESAWAT CESSNA 172R DI POLITEKNIK PENERBANGAN SURABAYA” dengan baik.

Penyusunan Proposal Proyek Akhir ini bertujuan sebagai salah satu syarat menyelesaikan pendidikan di Politeknik Penerbangan Surabaya dan memperoleh gelar Ahli Madya (A.Md.).

Penyusun menyadari bahwa dalam proses menyelesaikan Proposal proyek akhir/tugas akhir ini tidak terlepas dari bantuan banyak pihak. Oleh karena itu, pada kesempatan ini penulis juga mengucapkan terima kasih kepada:

1. Bapak Ahmad Bahrawi, SE.,MT selaku Direktur Utama Poltekbang Surabaya.
2. Bapak Ir. Bambang Junipitoyo, S.T, M.T selaku Kaprodi Diploma 3 Teknik Pesawat Udara beserta dosen dan tim.
3. Kedua Orangtua, yang senantiasa mendoakan serta memberikan dukungan yang luar biasa.
4. Bapak Dr. Ir. Setyo Hariyadi SP, ST, MT selaku dosen pembimbing I
5. Bapak Dwiyanto ST.,Mpd. selaku dosen pembimbing II
6. Serta rekan rekan dan adik yang tidak bisa disebutkan satu per satu.

Ucap terima kasih banyak kepada orang yang telah membantu menyelesaikan proyeksi akhir/tugas akhir ini. Akhir kata penulis berharap semoga Proposal proyek akhir/tugas akhir ini bermanfaat bagi pembaca.

Surabaya, 9 Agustus 2024


Dean Azriel Arifin
NIT.30421031

ABSTRAK

STUDI EKSPERIMEN KARAKTERISTIK AERODINAMIKA PENGARUH *ANTI STALL LONG FENCE AIRFOIL* NACA 2412 DENGAN *OIL FLOW VISUALIZATION* PADA PESAWAT CESSNA 172 DI POLITEKNIK PENERBANGAN SURABAYA

Oleh:

Dean Azriel Arifin

NIT : 30421031

Pesawat dapat terbang karena memiliki gaya angkat (*lift*) yang dihasilkan oleh sayap pesawat (*wing*) dengan bentuk airfoil yang memiliki gaya hambat (*drag*) paling rendah diantara bentuk lainnya. Airfoil yang digunakan adalah NACA 2412 dengan penambahan *anti stall strip long fence* dengan bentuk *trapezoidal* diharapkan dapat mencegah terjadinya *stall* pada *angle of attack* tinggi. Penelitian ini melakukan pengujian aerodinamika dengan cara menggunakan *wind tunnel* dengan metode *oil flow visualization* untuk melihat karakteristik aliran udara pada *upper surface plain airfoil NACA 2412* dan dibandingkan dengan *penambahan anti stall strip long fence*. Bentuk *anti stall strip long fence* ditempatkan di 20% dari *Leading Edge*. Variasi yang digunakan diantaranya adalah eksperimen pada sudut serang (α) airfoil (0° , 4° , 8° , 10° , 12° , 15° , dan 17°), dan kecepatan *freestream* (10 m/s dan 20 m/s) pengujian pada *wind tunnel*. Hasil penelitian ini diharapkan terjadi peningkatan performa gaya angkat (*lift*) aerodinamika pada *airfoil* di *angle of attack* 0° sampai dengan *angle of attack* 12° dibuktikan dengan *separation point* yang terlihat visual dari *oil* akan menunjukkan bahwa *upper surface* masih menerima aliran udara pada *angle of attack* tinggi dan belum menunjukan tanda tanda *stall* pada penambahan *anti stall strip airfoil* NACA 2412.

Kata kunci : *airfoil*, NACA 2412, *trapezoidal*, *anti stall strip long fence*

ABSTRACT

**STUDI EKSPERIMEN KARAKTERISTIK AERODINAMIKA
PENGARUH *ANTI STALL LONG FENCE AIRFOIL* NACA 2412
DENGAN *OIL FLOW VISUALIZATION* PADA PESAWAT CESSNA
172 DI POLITEKNIK PENERBANGAN SURABAYA**

by:
Dean Azriel Arifin
NIT : 30421031

Airplanes can fly because they have a lift generated by the wings of the aircraft (wing) with an airfoil shape that has the lowest drag among other shapes. The airfoil used is NACA 2412 with the addition of anti stall strip long fence with trapezoidal shape is expected to prevent stall at high angle of attack. This research conducts aerodynamic testing by using a wind tunnel with the oil flow visualization method to see the characteristics of airflow on the upper surface plain airfoil NACA 2412 and compared with the addition of anti stall strip long fence. The anti stall strip long fence is placed at 20% of the leading edge. The variations used include experiments on the angle of attack (α) of the airfoil (0° , 4° , 8° , 10° , 12° , 15° , and 17°), and freestream velocity (10m/s and 20 m/s) testing in the wind tunnel. The results of this study are expected to increase the performance of aerodynamic lift on the airfoil at an angle of attack of 0° to an angle of attack of 12° as evidenced by the separation point that is visible visually from the oil will show that the upper surface still receives airflow at a high angle of attack and has not yet shown signs of stall in the addition of anti stall strip airfoil NACA 2412.

Keywords : *airfoil, NACA 2412, trapezoidal, anti stall strip long fence*

DAFTAR ISI

HALAMAN PERSETUJUAN.....	ii
HALAMAN PENGESAHAN.....	iii
PERNYATAAN KEASLIAN DAN HAK CIPTA.....	iv
KATA PENGANTAR.....	v
ABSTRAK	vi
ABSTRACT	vii
DAFTAR ISI.....	viii
DAFTAR TABEL	x
DAFTAR GAMBAR.....	xi
BAB 1 PENDAHULUAN	1
1.1 Latar Belakang	1
1.2 Rumusan Masalah	4
1.3 Batasan Masalah.....	5
1.4 Tujuan Penelitian.....	5
1.5 Manfaat Penelitian.....	5
1.6 Sistematika Penulisan.....	6
BAB 2 LANDASAN TEORI	7
2.1 Aerodinamika	7
2.2 <i>Airfoil</i>	9
2.3 Sudut Serang (<i>Angle of Attack</i>)	10
2.4 <i>Bernoulli</i>	11
2.5 <i>Airfoil NACA 2412</i>	14
2.6 <i>Oil Flow Visualization</i>	14
2.7 <i>Wind Tunnel</i>	16
2.8 <i>Blockage Effect</i>	19
2.9 <i>Wing Fence</i>	21
2.10 <i>Wing Fence Position</i>	22
2.11 Pengaruh Peletakan Wing Fence	22
2.12 Penelitian Terdahulu	24

BAB 3 METODE PENELITIAN.....	30
3.1 Desain Experimen	30
3.2 Benda Uji Penelitian.....	30
3.3 Parameter yang diukur	30
3.4 Parameter Desain Airfoil NACA 2412	31
3.5 Peralatan penelitian	34
3.5.1 Terowongan Angin (<i>wind tunnel</i>)	34
3.6 Langkah Kerja Pengujian	35
3.7 Pengolahan Hasil Data	36
3.8 Validasi Data	36
3.9 Lokasi Dan Waktu Penelitian.....	37
3.10 Rancangan Penelitian	37
3.11 Mind Map	39
BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN	Error! Bookmark not defined.
4.1 Perbandingan <i>Oil Visualization</i>	Error! Bookmark not defined.
4.2 Penentuan garis separasi.....	Error! Bookmark not defined.
4.3 Penambahan Double Anti Stall Long Fence.....	Error! Bookmark not defined.
4.4 Penggunaan kecepatan 10m/s dan 20m/s ...	Error! Bookmark not defined.
4.5 Hasil <i>Oil Flow Visualization</i>	Error! Bookmark not defined.
4.5.1 Karakteristik Aliran Plain Airfoil Dan Penambahan Anti Stall Strip	
.....	Error! Bookmark not defined.
BAB 5 PENUTUP.....	Error! Bookmark not defined.
5.1 Kesimpulan.....	Error! Bookmark not defined.
5.2 Saran.....	Error! Bookmark not defined.
LAMPIRAN.....	Error! Bookmark not defined.
DAFTAR PUSTAKA	Error! Bookmark not defined.
DAFTAR RIWAYAT HIDUP.....	Error! Bookmark not defined.

DAFTAR TABEL

	Halaman
Tabel 2.1 Daftar Penelitian Terdahulu	24
Tabel 3.1 Waktu Penelitian	37
Tabel 4.1 Hasil Eksperimen <i>Plain Airfoil</i>	Error! Bookmark not defined.
Tabel 4.2 Hasil Eksperimen Penambahan <i>Anti Stall Long Fence Airfoil</i>	Error! Bookmark not defined.
Tabel 4.3 Grafik Hasil Eksperimen Keseluruhan ..	Error! Bookmark not defined.



DAFTAR GAMBAR

	Halaman
Gambar 1.1 Pesawat Glider Wright Bersaudara	1
Gambar 2.1 Persamaan Aerodinamika Sayap Burung dengan Desain Airfoil Sayap Pesawat (Sumber https://id.quora.com/Apakah-burung- dapat-terbang diakses pada tanggal 15 November 2023).....	7
Gambar 2.2 Airflow pada Airfoil (EASA Module 8)	9
Gambar 2.3 Nomenclature Airfoil (Goyal, 2021).....	9
Gambar 2.4 Variasi Sudut Serang (Suseno,2010).....	10
Gambar 2.5 Variasi CL dengan Angle of Attack Pada Airfoil (Anderson,2001) ..	11
Gambar 2.6 Boundary Layer and Turbulen (Anderson, 2001)	12
Gambar 2.7 Posisi Wing tidak Mendapatkan Lift.....	12
Gambar 2.8 Posisi Wing Mendapatkan Lift.....	12
Gambar 2.9 Airfoil NACA 2412 (Sumber www.Airfoiltools.com diakses tanggal 12 November 2023)	14
Gambar 2.10 Oil Visualization (Ibnu,2021)	15
Gambar 2.11 Oil Visualization (Hariyadi,2015).....	15
Gambar 2.12 Schematic Of Separation Oil Flow Visualization (Genc,2012)	15
Gambar 2.13 Laminar Separation Bubble (Lock, 2007).....	16
Gambar 2.14 Peletakan Airfoil Pada Woking Station	17
Gambar 2.15 Subsonic Wind Tunnel (Yopiandi,2021)	17
Gambar 2.16 Hasil Oil Flow Visualization AR= 3,(Genç,2016).....	18
Gambar 2.17 Oil Flow Visualization Over NACA 2415, (α) = 8 o ,(Genç,2011).....	18
Gambar 2.18 Contoh Ekperimen Oil Flow Visualization over NACA 2415 (Genç,2011).....	19
Gambar 2.19 Solid Blockage	20
Gambar 2.20 Wake Blockage	20
Gambar 2.21 Tampilan Peletakan Airfoil NACA 2412 Pada Workstation Wind Tunel.....	21
Gambar 2.22 Croswind STOL Kit (Sumber : https:// www.crosswindstol.com/products.html).....	21
Gambar 2.23 Wild West Aircraft SuperStol (Sumber : https://www.wildwestaircraft.com/superstol).....	22
Gambar 2.24 Macam macam peletakan wing fence (Mc Gann, 1980).....	22
Gambar 2.25 Contoh Pengaruh Wing Fence	23
Gambar 2.27 Wing Fence TBM700.....	23
Gambar 2.26 Wing Fence Learjet	23
Gambar 3.1 Airfoil NACA 2412.....	30
Gambar 3.2 Trapezoidal Anti Stall Strip	32
Gambar 3.3 Ukuran Rib Airfoil NACA 2412.....	32
Gambar 3.4 Ukuran Support Spar Airfoil NACA 2412.....	33
Gambar 3.5 Tampilan 3D Autocad Perakitan Desain.....	33
Gambar 3.6 Tampilan 3D Pemasangan Anti Stall long fence dengan NACA 2412.....	33
Gambar 3.7 Tampilan 3D jarak Pemasangan antar Trapezoidal Anti Stall Strip long fence pada NACA 2412	33

Gambar 3.8 Tampilan 2D jarak Pemasangan Trapezoidal Anti Stall Strip long fence pada NACA 2412	34
Gambar 3.9 <i>Wind Tunnel</i>	34
Gambar 3.10 <i>Test Section Wind Tunnel</i>	35
Gambar 3.11 Visual Pengujian <i>Airfoil</i> Pada <i>Test Section Wind Tunnel</i>	36
Gambar 3.12 <i>Pressure Coefficient Contour</i> $\alpha = 0^\circ$	37
Gambar 3.13 <i>Flowchart</i> Penelitian	38
Gambar 3.14 Mind Map	39
Gambar 4.1 Perbandingan Campuran <i>Oil Visualization</i>	Error! Bookmark not defined.
Gambar 4.2 Pembagian Titik pada Airfoil NACA 2412.....	Error! Bookmark not defined.
Gambar 4.3 Pembagian Titik pada Airfoil NACA 2412.....	Error! Bookmark not defined.
Gambar 4.4 Visualisasi Upper Surface Angle of Attack 0° .	Error! Bookmark not defined.
Gambar 4.5 Visualisasi Upper Surface Angle of Attack 4° .	Error! Bookmark not defined.
Gambar 4.6 Visualisasi Upper Surface Angle of Attack 6° .	Error! Bookmark not defined.
Gambar 4.7 Visualisasi Upper Surface Angle of Attack 8° .	Error! Bookmark not defined.
Gambar 4.8 Visualisasi Upper Surface Angle of Attack 10°	Error! Bookmark not defined.
Gambar 4.9 Visualisasi Upper Surface Angle of Attack 12°	Error! Bookmark not defined.
Gambar 4.10 Visualisasi Upper Surface Angle of Attack 15°	Error! Bookmark not defined.
Gambar 4.11 Visualisasi Upper Surface Angle of Attack 17°	Error! Bookmark not defined.

BAB 1

PENDAHULUAN

1.1 Latar Belakang

Pesawat terbang pertama kali ditemukan oleh Wilbur Wright dan Orville Wright. Mereka terinspirasi oleh seekor burung dengan fokus pada konsep sayap. Antara tahun 1900-1902 mereka melakukan percobaan menggunakan pesawat tanpa mesin yang disebut dengan glider. Akhirnya Wilbur dan Orville mengembangkan konsep sayap dan kemudi yang dapat digerakan sehingga pada tahun 1903 mereka berhasil menerbangkannya pesawat selama 59 detik menempuh 852 kaki di Kitty Hawk, North Carolina dengan bentuk pesawat seperti pada gambar 1.1.



Gambar 1.1 Pesawat Glider Wright Bersaudara

(Sumber <https://www.viva.co.id/-pesawat-militer-pertama-di-dunia-lulus-uji> diakses Tanggal 29 Oktober 2023)

Pesawat ini bisa terbang karena bentuk sayap pesawat yang di desain sedikit melengkung yang kemudian disebut *Airfoil*. Jenis sayap pesawat yang seperti ini masih terus digunakan di pesawat modern sampai saat ini, dan terus dikembangkan dan dirancang lagi untuk mempermudah pesawat saat terbang. Berkat penemuan ini, inovasi dan pengembangan teknologi terus berlanjut masih digunakan sampai saat ini.

Pesawat bisa terbang karena memiliki gaya *lift* yaitu gaya angkat yang ditimbulkan dari bentuk *Airfoil* pada sayap dikarenakan tekanan udara pada bagian *lower surface* sayap lebih besar dari bagian *upper surface* pesawat, dan gaya lainnya

pada pesawat adalah gaya hambat disebut *drag* yaitu gaya yang menghambat pesawat bergerak ke depan dan gaya yang membuat pesawat dapat bergerak menuju kedepan hasil disebut juga gaya dorong atau *thrust*. Kondisi gaya berat (w) harus sama dengan *lift* (L), gaya dorong (T) harus sama dengan *drag* (D).

Bagian inti pada pesawat terbang yaitu *fuselage* (badan pesawat), *wing* (sayap), *empennage* (bagian ekor pesawat), *landing gear* (roda pendaratan), dan *engine* (mesin pesawat). Sayap pesawat termasuk dalam bagian inti pesawat terbang yang berbentuk *airfoil* karena bentuk *airfoil* memiliki drag (gaya hambat) yang rendah untuk menghasilkan gaya *lift* (gaya angkat) yang baik dan *wing* disambungkan di masing-masing sisi *fuselage* (badan pesawat) dan merupakan permukaan yang mengangkat pesawat ke udara. Model pemasangan sayap pesawat beragam posisis yaitu diantaranya posisi bawah (*Low-Wing*), tengah (*Mid-Wing*) atau atas (*High-Wing*) dari *fuselage*.

Karakteristik aerodinamika dari bentuk sayap pesawat untuk memperkirakan sudut maksimal *pitch up* yang dilakukan oleh pesawat, dari beberapa metode analisis aerodinamika, metode pengujian menggunakan *wind tunnel* masih dianggap efektif dalam memprediksi karakteristik aerodinamika dan stabilitas pesawat yang diproduksi. Semua pesawat menggunakan besaran *lift* setinggi-tingginya, untuk mencapai hal tersebut membutuhkan *angle of attack* yang tinggi juga. Pada saat *angle of attack* tinggi, menimbulkan gaya *drag* yang tinggi juga. Cara mengatasi gaya *drag* dan mengurangi efek *wind shear* pada wing maka dipasangkan *anti stall wing long fence* di bagian *upper surface* pada sayap pesawat terbang.

Anti stall wing long fence dapat menunda terjadinya separasi aliran dan *aerodynamic stalling* dan mengurangi efek dari *wind shear*. Eksperimen pengujian karakteristik aerodinamika dibantu dengan alat *wind tunnel sub sonic* (terowongan angin). Cara kerja *wind tunnel* dengan sistem *indoor wind intake* dengan menggunakan *motor fan blade*, *body wind tunnel* menyerupai tabung venturi yang di dalamnya terdapat *test section* berupa *airfoil* NACA 2412, setelah itu menambahkan . Pada penelitian ini hanya menggunakan *airfoil* jenis NACA 2412 yang digunakan sebagai benda uji aerodinamika.

Durga Priya dan D.V.Balaji (2016) meneliti tentang *stall characteristics* pada NACA 0012 dengan mengamati perbedaan menggunakan *single fence* dan *two fence* dengan *boundary layer free stream velocity* 30 m/s . Dari hasil tersebut dapat dilihat *coefficient lift* (c_l), *coefficient drag* (c_d), sehingga dapat diketahui pengaruh penambahan *fence* pada berbagai variasi sudut serang (*angle of attack*). Sebagai acuan dalam menganalisis sudut *stall* maka dilakukan simulasi menggunakan ANSYS CFX pada *single fence airfoil* dan *double fence airfoil* yang ditambahkan pada NACA 0012 dengan sudut serang yang bervariasi. Pemasangan *single fence* pada airfoil NACA 0012 memberikan hasil yang paling efektif jika dibandingkan dengan yang lainnya. NACA 0012 tanpa menggunakan *fence* memiliki dasar koefisien *lift* maksimum sebesar 1.13 dan penambahan *single fence* memberikan *lift* sebesar 1.478 dan penambahan *double fence* memberikan *lift* sebesar 1.477. Kesimpulan yang didapat adalah penambahan *fence* memberikan hasil yang besar dalam penambahan sudut *angel of attack* yang lebih besar dan stabil sehingga memberikan sudut *stall* 13° tetapi nilai *stall* semakin meningkat ke 21° dan memberikan variasi hingga 8° ,

Wee Tee dan Ahmed Nurys Oumer (2017) meneliti tentang Effect of Stall Strip Position, Size and Geometry on the Lift Coefficient on NACA 0015 dengan menggunakan NACA 0015 dengan simulasi menggunakan ANSYS Fluent. NACA 0015 yang digunakan menggunakan Panjang chord 150mm dengan *stall strip* yang dipasangkan berbentuk segitiga sama sisi dengan tiga ukuran yang berbeda yaitu 2mm, 3mm, dan 4mm. simulasi dilakukan dengan menempatkan *stall strip* pada lima posisi yang berbeda dengan *stall strip* ukuran 2mm diuji pada semua posisi, sedangkan yang berukuran 3mm dan 4mm diuji pada pos 1. *Stall strip* dipasang dekat *leading edge airfoil* dengan sudut serang 0° - 16° . Hasil kesimpulan yang didapat adalah Pada penelitian ini menunjukkan hasil pada penempatan *stall strip* di Pos 1 dapat mencegah terjadinya *stall* paling baik diantara 3 Pos lainnya, Hasil *stall strip* dengan bentuk segitiga memberikan efek sedikit membantu dalam meningkatkan *lift* dan mengurangi terjadinya *stall*, sedangkan *stall strip* dengan bentuk kubus tidak memberikan efek yang signifikan terhadap *stall*.

Sanjay N havildar, meneliti tentang *Experimental Investigation Lift For NACA 2412 Airfoil Without Internal Passage with NACA 2412 Airfoil Internal Passage in a Subsonic Wind Tunnel* (2015) meneliti tentang perbandingan *coefficient lift* yang dihasilkan oleh airfoil NACA 2412 dengan Lorong internal dengan airfoil NACA 2412 dengan dimensi yang sama yaitu Panjang chord 100mm dan bentang 100mm dengan pembuatan *Airfoil* menggunakan 3D printed. Simulasi dengan wind tunnel dilakukan dengan kecepatan 8m/s, 11m/s, 15m/s, 18m/s dengan sudut serang $0^\circ, 10^\circ, 20^\circ, 30^\circ$ dan 40° dengan metode *visual* menggunakan *smoke generator*. Implementasi pengujian menggunakan *Wind Tunnel* dengan pengetesan *airfoil* pada sudut yang bervariasi dan kecepatan yang berbeda. Dengan hasil pengujian hasil data *lift* yang di dapat menggunakan kilograms. Hasil pengujian dari NACA 2412 dengan *internal passage* lebih baik dalam meningkatkan *lift* dari pada NACA 2412 tanpa menggunakan *internal passage*.

Berdasarkan beberapa aspek yang mempengaruhi latar belakang di atas, maka penulis mengangkat topik pada tugas akhir ini yang berjudul “*STUDI EKSPERIMEN KARAKTERISTIK AERODINAMIKA PENGARUH ANTI STALL LONG FENCE AIRFOIL NACA 2412 DENGAN OIL FLOW VISUALIZATION PADA PESAWAT CESSNA 172R DI POLITEKNIK PENERBANGAN SURABAYA*”.

1.2 Rumusan Masalah

Dari latar belakang diatas maka dapat diidentifikasi beberapa pokok masalah, diantaranya :

1. Bagaimana efek *Anti Stall Long Fence* terhadap aliran fluida diatas *airfoil*?
2. Bagaimana pengaruh *Anti Stall Long Fence* terhadap titik separasi pada *upper surface* dengan tanpa *Anti Stall Long Fence*?
3. Bagaimana cara kerja *Anti Stall Long Fence* bekerja pada Airfoil NACA 2412.

1.3 Batasan Masalah

Penelitian ini harus memiliki batasan masalah agar pembahasan yang dilakukan lebih terfokus pada tujuan yang telah ditetapkan. Batasan masalah dari penelitian ini adalah sebagai berikut:

1. Penelitian ini hanya menggunakan *Airfoil NACA 2412*.
2. Menggunakan *Anti Stall* dengan konfigurasi *Double Strip Long Fence*.
3. Fluida udara yang mengalir di dalam *open-circuit subsonic wind tunnel*.
4. Penelitian ini hanya menggunakan bentuk *Trapezoidal Anti Stall Long Fence*.
5. Penelitian ini dibatasi tidak mengukur *coefficient lift* dan *coefficient drag* pada *airfoil*.

1.4 Tujuan Penelitian

Tujuan dari penelitian ini adalah sebagai berikut:

1. Mengetahui cara kerja *Anti Stall Long Fence* terhadap aliran fluida diatas *airfoil*.
2. Mengetahui pengaruh penggunaan *Anti Stall Long Fence* terhadap titik separasi pada *upper surface* dengan dan tanpa *Anti Stall Long Fence*.
3. Mengetahui karakteristik dari penggunaan strip bentuk *trapezoidal*.
4. menganalisa karakteristik aliran fluida yang melintasi *airfoil* NACA 2412 dengan *Anti Stall Long Fence* dan variasi *angle of attack* (AOA) terhadap *flow separation* pada *upper surface*.

1.5 Manfaat Penelitian

Manfaat dari penelitian ini adalah sebagai berikut:

1. Penelitian yang dilaksanakan dapat memberikan pengetahuan mengenai studi aerodinamika yang berupa manfaat penggunaan *Anti Stall Long Fence*.
2. Penelitian mempelajari tentang analisa karakteristik aliran pada *airfoil* NACA 2412 dengan berbagai variasi *anti stall* dan *angle of attack*.
3. Penelitian ini juga dapat memberikan kemampuan tentang pemahaman analisa maupun eksperimen aliran fluida dengan melakukan *oil flow*

visualization.

4. Penelitian ini diharapkan juga dapat memberikan wawasan dan menjadi referensi dalam melakukan penelitian di bidang study aerodinamika.

1.6 Sistematika Penulisan

Pada penulisan Tugas Akhir ini, penulis menggunakan sistematika penulisan berdasarkan urutan bab-bab yang ada, yaitu antara lain :

BAB 1 : PENDAHULUAN

Pada bab ini, penulis membahas tentang latar belakang, rumusan masalah, batasan masalah, tujuan penelitian, manfaat penelitian, dan sistematika dalam penulisan.

BAB 2 : LANDASAN TEORI

Merupakan bab tujuan pustaka tentang teori yang digunakan sebagai referensi dalam penelitian, dikaji dari literatur buku maupun kajian pustaka.

BAB 3 : METODE PENELITIAN

Menjelaskan tentang perencanaan metode yang digunakan dalam penyusunan tugas akhir dengan menentukan rancangan penelitian, bahan atau materi dan alat yang akan digunakan, data yang dibutuhkan, instrumen pencapaian, variabel Tugas Akhir, serta gambaran analisis hasil yang diinginkan.

BAB 4 : HASIL DAN PEMBAHASAN

Menerangkan dan menguraikan hasil dari penelitian yang telah dilakukan kemudian dianalisa apakah sesuai dengan perencanaan alat.

BAB 5 : PENUTUP

Bab ini berisi kesimpulan dan saran yang diambil dari rancangan alat yang sudah dibuat di uji dan di Analisa.

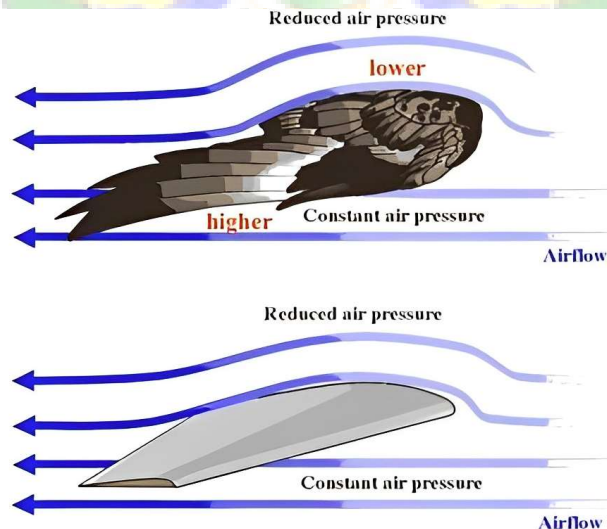
BAB 2

LANDASAN TEORI

Guna menunjang pembahasan lebih lanjut akan diuraikan beberapa teori dasar dan pengenalan terhadap bahan yang diketahui sebagai media analisis dengan tujuan agar nantinya dapat membantu dalam bahan penulisan.

2.1 Aerodinamika

Aerodinamika yaitu membahas tentang pergerakan udara ketika benda padat yang berinteraksi dengan udara. Aerodinamika (ilmu gaya gerak) dari kata Yunani *air* = udara dan *dynamic* = gaya gerak. Sehingga dapat disimpulkan bahwa aerodinamika adalah suatu ilmu yang mempelajari pergerakan benda di udara. Pada Salah satu aerodinamika dalam pesawat yaitu diterapkan pada sayap pesawat (*wing*) . Menurut Sri Jumini (2018), terhadap penjelasan Al-Qur'an surat An-Nahl Ayat 79 yang menjelaskan kekuasaan Allah terhadap makhluk ciptaannya Sebagai contohnya adalah burung, tubuh burung yang sedemikian rupa telah di desain oleh Allah SWT memungkinkan burung dapat terbang dengan gaya dan gerakannya sendiri seperti contoh pada gambar 2.1.



Gambar 2.1 Persamaan Aerodinamika Sayap Burung dengan Desain Airfoil Sayap Pesawat
(Sumber <https://id.quora.com/Apakah-burung-dapat-terbang> diakses pada tanggal 15 November 2023)

Menurut Sri Jumini (2018), telah diteliti dari analisis komparatif dari sumber telaah sains dan Al-Qur'an melalui tafsir yang ada didapatkan hasil berupa prinsip aerodinamis.

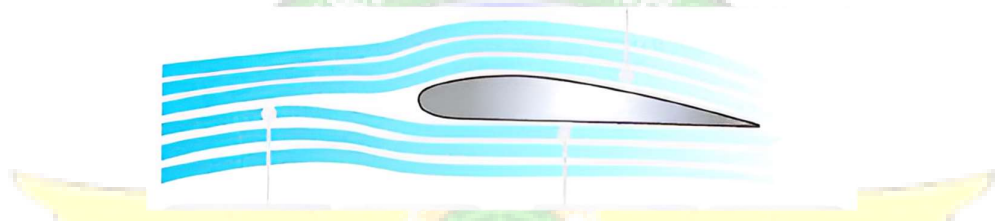
1. Gaya angkat (*lift*) pesawat dihasilkan dari udara yang bergerak cepat diatas pesawat
2. Gaya angkat pesawat akan lebih besar jika sayap pesawat sedikit dibungkukan
3. Gaya angkat akan berkurang jika sayap lebih condong ke atas

Menurut Mulyadi (2014), gaya aerodinamika yang ada pada suatu objek hanya berasal dari dua sumber dasar yaitu distribusi tekanan (*pressure*) dan tegangan geser pada permukaan benda. Berikut gaya aerodinamika pada pesawat memiliki 4 gaya yang mempengaruhi gerak suatu pesawat antara lain :

1. *Lift* atau gaya angkat dihasilkan oleh sayap pesawat yang berbentuk airfoil, yaitu desain dengan tekanan udara dibawah lebih besar daripada tekanan di atas sayap pesawat sehingga mengakibatkan terangkatnya sayap pesawat dengan dipadukan sudut serang pada sayap pesawat (*wing*)
2. *Weight* atau gaya berat yang berasal dari berat pesawat, penumpang, bahan bakar, dan barang muatan di kargo atau bagasi. Karena pesawat memiliki gaya *Weight* maka pesawat akan tertarik kebawah dikarenakan terdapat gaya gravitasi. *Weight* tegak lurus 90 derajat ke bawah (*direction of flight*).
3. *Thrust* atau gaya dorong adalah gaya yang dihasilkan oleh *Engine*. Jenis *engine* pada pesawat bisa bervariasi sesuai dengan kebutuhan penerbangan. Macam macam *engine* bisa berupa penggerak piston atau penggerak *turbine*.
4. *Drag* atau gaya hambat pada pesawat tidak bisa dihilangkan tetapi bisa dikurangi dengan membuat setiap bagian pesawat tidak memiliki surface yang menahan udara lewat ke belakang. Maka dari itu setiap bagian pesawat dibuat dengan bentuk *airfoil* karena bentuk tersebut memiliki gaya hambat (*drag*) paling rendah.

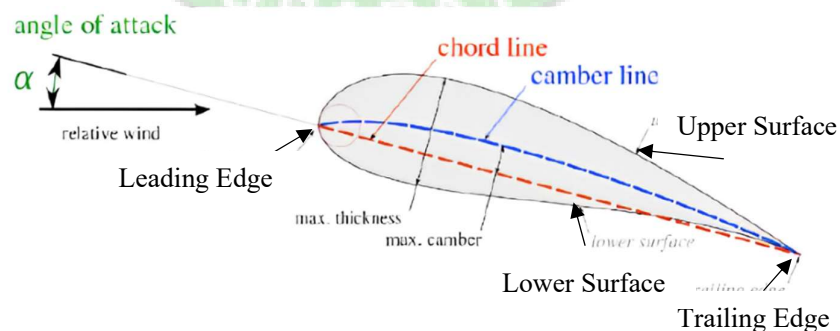
2.2 Airfoil

Airfoil adalah permukaan yang dirancang dan diaplikasikan di pesawat terbang yang mampu mengubah hambatan udara menjadi gaya angkat atau *lift* yang disebut *airfoil*. Pada gambar 2.2 terlihat Perbedaan tekanan pada bagian upper surface dan lower surface, *airflow* yang melewati bagian *upper surface* harus bisa mencapai *trailing edge* dengan kecepatan yang lebih tinggi dari pada *lower surface* karena memiliki luas penampang lebih besar (EASA Module 8). Dengan meningkatnya sudut serang maka akan meningkatkan *lift* sekaligus juga menghasilkan *induce drag*, yaitu pada saat sudut serang wing tinggi dan bagian *leading edge* mengalami *upwash* sedangkan pada bagian *trailing edge* mengalami *downwash* dan membentuk pusaran udara (*vortex*)



Gambar 2.2 Airflow pada Airfoil (EASA Module 8)

Bentuk darisayap pesawat adalah *Airfoil* yaitu memiliki desain yang cukup unik karena memiliki kemampuan untuk mengalirkan udara ke belakang dengan sedikit gaya hambat (*drag*) yang dihasilkan. Berikut adalah pengertian variable geometris *airfoil*:



Gambar 2.3 Nomenclature Airfoil (Goyal, 2021)

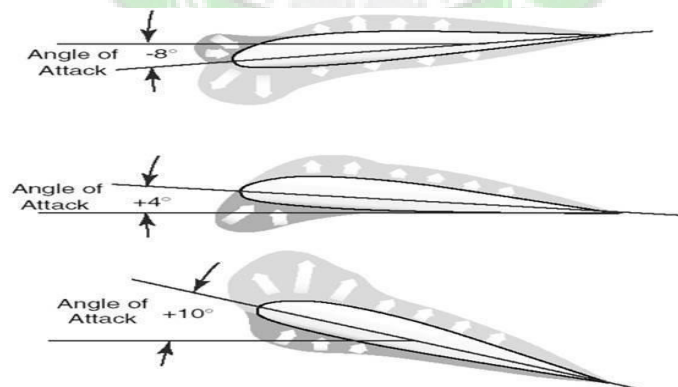
Dari Gambar 2.3 bagian pada *airfoil*, dapat dijelaskan sebagai berikut :

- Leading edge*, adalah bagian ujung depan dari *airfoil*.
- Trailing edge*, adalah bagian ujung belakang dari *airfoil*.

- c. *Mean chamber line*, adalah garis tengah yang membagi sama besar antara *pupper surface* dan *lower surface airfoil*.
- d. *Chord line*, adalah garis lurus yang membujur dari *leading edge* ke *trailing edge*.
- e. *Maksimum chamber*, adalah jarak maksimum antara *mean chamber line* dengan *chord line*. Posisi *Maksimum chamber* membantu menentukan bentuk *mean chamber line*.
- f. *Maksimum thickness*, adalah jarak maksimal antara *upper surface* dan *lower surface* yang juga diukur tegak lurus dengan *chord line*.

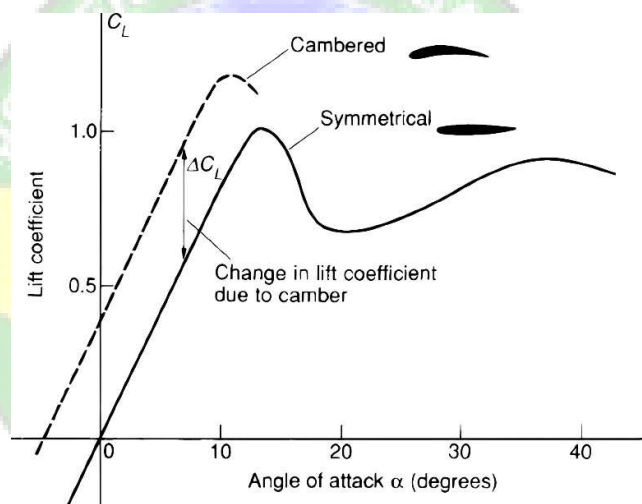
2.3 Sudut Serang (*Angle of Attack*)

Sudut serang adalah sudut antara arah aliran udara (*relative wind*) dengan *chord line* pada *airfoil*. *Relative wind* adalah aliran udara yang melewati titik stagnasi *leading edge* (Abdullah,2019). Pada gambar 2.4 menunjukkan peningkatan *angle of attack* berarti juga meningkatkan *lift*, namun secara tidak langsung juga akan membangkitkan *induced drag*. *Induced drag* adalah *drag* atau gaya hambat yang tidak timbul secara langsung namun disebabkan oleh bentuk dan permukaan *surface* yang berbeda. Pada bagian *leading edge* akan terbentuk *upwash* sedangkan pada bagian *trailing edge* terbentuk aliran *downwash* yang membentuk aliran *vortex* (Wahyuni Fajar,2023).



Gambar 2. 4 Variasi Sudut Serang (Suseno,2010)

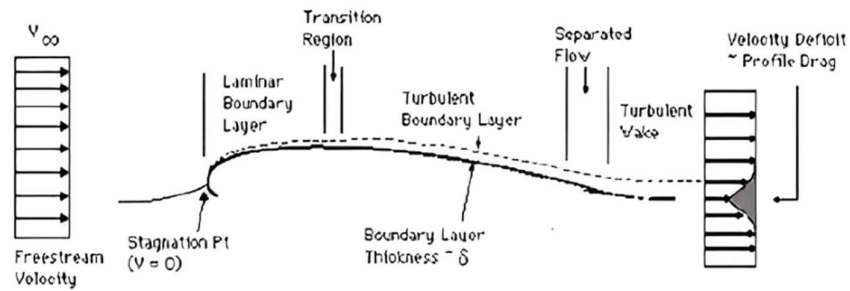
Perubahan *angle of attack* (α) akan mengakibatkan *pitch up* dan *pitch down* yang juga mempengaruhi *lift* yang dihasilkan oleh *airfoil*. Ketika *angle of attack* kecil, maka gaya *lift* yang dihasilkan pada *airfoil* juga kecil, sebaliknya jika semakin besar *angle of attack* *airfoil* maka semakin besar juga *lift* yang dihasilkan. Sehingga dapat mencapai *critical point* yang bisa mengakibatkan *stall*. *Critical point* adalah keadaan dimana udara tidak dapat melewati *surface airfoil* dengan sempurna sehingga mengakibatkan *stall*. Peristiwa *stall* dimulai ketika terbentuknya separasi pada *upper surface airfoil* ketika meningkatnya *angle of attack* yang melebihi batas *critical point*. Sehingga terbentuk gelombang aliran besar (*wake*) pada *upper surface airfoil*. *Airfoil* umumnya mempunyai *Critical point* maksimum *angle of attack* berada pada sudut 15° sampai 18° seperti yang ditunjukkan pada gambar 2.5.



Gambar 2.5 Variasi C_L dengan Angle of Attack Pada Airfoil (Anderson, 2001)

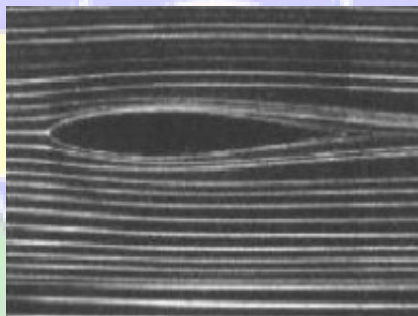
2.4 Bernoulli

Menurut Gilang (2013), prinsip *bernoulli* adalah mekanika fluida yang mengatakan bahwa dalam peningkatan fluida akan mengakibatkan penurunan tekanan pada aliran tersebut. Pernyataan prinsip *Bernoulli* ini juga menyatakan bahwa jumlah energi pada suatu titik di dalam sesuatu aliran tertutup sama besarnya dengan jumlah energi di titik lain pada jalur aliran yg sama.

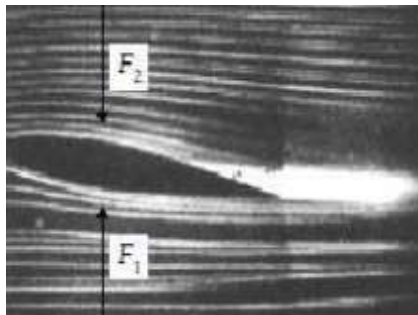


Gambar 2.6 Boundary Layer and Turbulen (Anderson, 2001)

Bernoulli dalam bentuk yang telah disederhanakan dan dibagi dalam dua bentuk yaitu bentuk persamaan yaitu aliran yang tidak termampatkan (incompressible flow) dan aliran yang termampatkan (compressible flow). incompressible flow adalah aliran udara yang besaran kerapatan massa dari fluida di sepanjang aliran tersebut tidak berubah, contohnya adalah seperti minyak. Sedangkan compressible flow adalah aliran fluida yang besaran massa dari sepanjang aliran tersebut tidak berubah, contohnya adalah udara, gas alam, dll.



Gambar 2. 7 Posisi Wing tidak Mendapatkan Lift
(Sumber www.putrawit.com diakses tanggal 13 November 2023)



Gambar 2. 8 Posisi Wing Mendapatkan Lift
(Sumber www.putrawit.com diakses tanggal 13 November 2023)

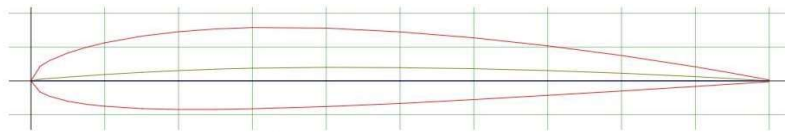
Contoh penerapan prinsip *Bernoulli* adalah seperti contoh gambar 2.7 diatas

memperlihatkan aliran udara yang *laminar* atau lurus ke belakang dikarenakan posisi *wing* berada pada *angle of attack* 0° dan tidak menghasilkan gaya angkat atau *lift*. sedangkan pada gambar 2.8 memperlihatkan posisi *wing* pada *angle of attack* lebih dari 0° membuat udara di *lower surface* lebih besar tekanannya dari pada di *upper surface* dan menghasilkan *lift* tetapi secara tidak langsung juga mengakibatkan gaya hambat atau *drag*. lalu *drag* yang membuat udara yang melewati *wing* terjadinya *turbulen*, Udara *turbulen* mempunyai *skin friction drag* yang lebih besar dibandingkan udara *laminar*, namun udara *turbulent* mempunyai kemampuan untuk mencegah pemisahan aliran udara yang dapat mengakibatkan *stall* dan mengurangi terjadinya *wake drag*, serta memungkinkan pesawat dapat dioperasikan pada sudut serang yang lebih tinggi dan mencapai *coefficient lift* (C_L) yang lebih besar dan maksimal dan masih dalam sudut yang belum terjadinya *stall*. Salah satu cara untuk membuat udara *turbulen* dan menghindari efek dari *wind shear effect* atau udara dari samping untuk pesawat sayap tetap atau *fixed wing* adalah dengan menggunakan *Anti stall wing long fence*.

Anti stall wing long fence adalah bilah-bilah berbentuk *airfoil* yang dipasang *vertical* pada bagian *upper surface wing*. Fungsi dan cara kerjanya hampir sama dengan *Vortex generator* yang memutar energi udara *stall* berlebih yang terjadi setelah melewati *wing*. Untuk mengurangi *drag* yang disebabkan oleh aliran udara *supersonic*, maka dipasang suatu plat *vertical* memanjang dari *leading edge* ke *trailing edge* yang disebut *anti stall wing long fence* dengan konfigurasi *double* dan mempunyai jarak antara *anti stall* satu dengan *anti stall* yang lainnya yang dipasang di *upper surface wing* dengan bentuk *Trapezoidal*. *Anti stall wing long fence* ini berfungsi untuk menarik udara yang tidak melewati *upper surface* agar *boundary layer* masih terjaga dan udara tetap melewati *upper surface* dari *leading edge* ke *trailing edge* untuk menghindari terjadinya *stall* pada saat posisi *wing* pada posisi *angle of attack* yang tinggi.

2.5 Airfoil NACA 2412

NACA adalah singkatan dari “*National Advisory Committee for Aeronautics*” merupakan standart dalam perancangan suatu *airfoil*. Desain pembuatan *airfoil* pada dasarnya dibuat khusus sesuai dengan kebutuhan pesawat yang akan dibuat (Gilang,2013). Pengujian yang dilakukan NACA dengan membagi pengaruh efek kelengkungan ketebalan atau *thickness* serta pengujian pada bilangan Reynold lebih tinggi dibanding yang lain. (Hidayat, 2018).



Gambar 2.9 Airfoil NACA 2412

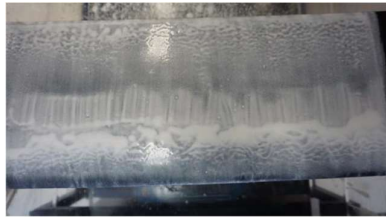
(Sumber www.Airfoiltools.com diakses tanggal 12 November 2023)

Pada gambar 2.9 diatas adalah *Airfoil* NACA 2412 merupakan *airfoil* seri empat digit atau empat angkat, yang dimana angka pertama menunjukkan maksimum *chamber* dalam perseratus *chord*, angka ke dua menunjukkan posisi *maximum chamber* pada *chord line* dalam persepuluh *chord* dari *leading edge*, dan dua angka terakhir menunjukkan dalam maksimum *thickness* dalam perseratus *chord*. Menurut Gilang (2013) misalnya pada airfoil 2412 memiliki *maximum chamber* 0.02c terletak pada 0.4c dari *leading edge* dan *maksimum thickness* nya adalah 0.12c, dalam praktek umumnya angka ini dinyatakan dalam persen tali busur yaitu *chamber* 2% di 40%c dengan dtebal 12%.

2.6 Oil Flow Visualization

Menurut Hariyadi (2015) *Oil flow visualization* merupakan metode yang efektif untuk melihat aliran dinamika fluida pada bagian *upper surface* wing dengan menggunakan oil sebagai media visual nya. Cara yang digunakan adalah dengan memotret fluida yang berupa oil dengan pigmen yang telah dicampur dan dioleskan pada *upper surface airfoil* kemudian *airfoil* yang telah diolesi *oil* dimasukan ke dalam *wind tunnel* setelah itu *wind tunnel* dioperasikan. Setelah kering, *oil* pada *upper surface airfoil* akan membentuk dinamika aliran yang dapat di dokumentasikan dan kemudian di analissa. Sehingga Campuran *oil* yang digunakan harus tepat dan memiliki tekstur halus tanpa butiran agar dapat menampilkan

separation point seperti yang ditunjukkan pada gambar 2.10 dan gambar 2.11.

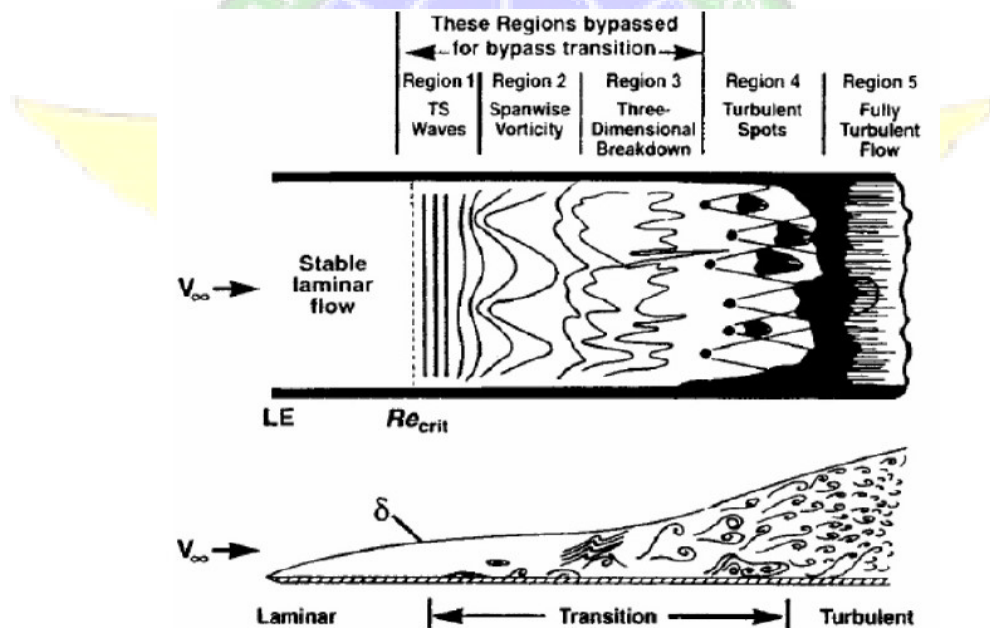


Gambar 2.11 Oil Visualization (Hariyadi, 2015)

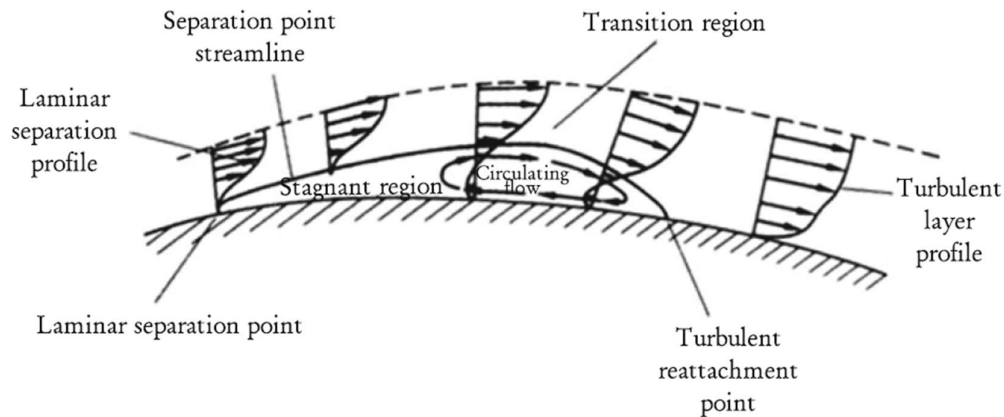


Gambar 2.10 Oil Visualization (Ibnu, 2021)

Wind tunnel sangat penting untuk meningkatkan kinerja *airfoil*. Karena kinerja *airfoil* sangat tergantung dari lapisan batas *laminar* (Mayle, 1991) fenomena tersebut seperti *laminar separation bubble* untuk memastikan tingkat turbulensi aliran bebas yang rendah dan kualitas aliran yang baik di uji dengan *wind tunnel* dan visualisasi yang ditunjukkan pada gambar 2.12 untuk *upper surface* pada *airfoil* dan gambar 2.13 untuk *bubble separation*.



Gambar 2.12 Schematic Of Separation Oil Flow Visualization (Genc, 2012)



Gambar 2.13 *Laminar Separation Bubble* (Lock, 2007)

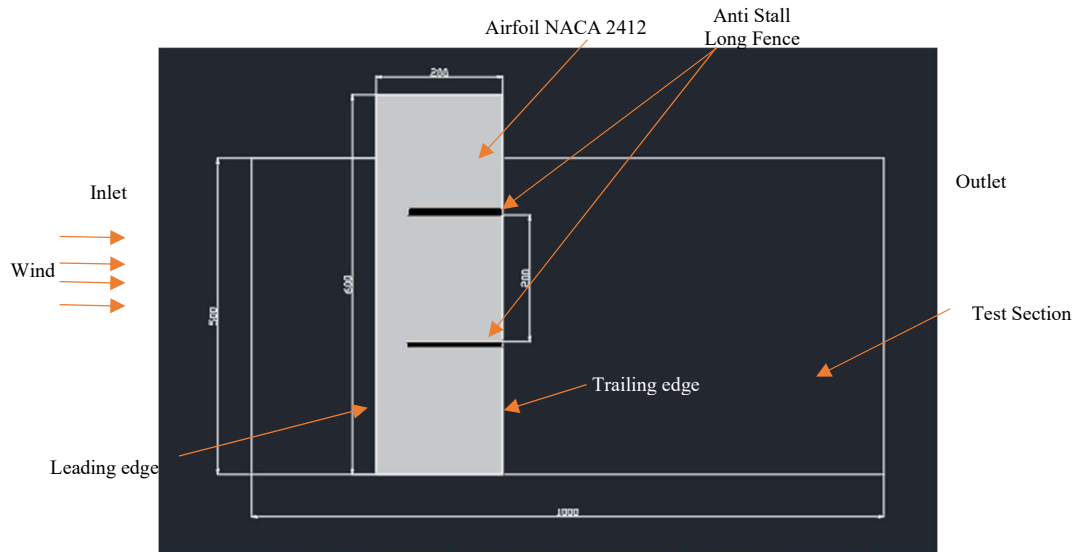
Teknik membuat *Oil Flow Visualization* dilakukan dalam langkah – langkah berikut:

1. Buatlah campuran *Kerosene* dan Titanium Oksida (TiO_2) *powder* dengan perbandingan volume 5 : 1.
2. Setelah pencampuran *Kerosene* dengan *Titanium Oksida*, lalu tambahkan *Oleic Acid* sebesar 5% pada campuran tersebut.
3. Pastikan tercampur rata dan halus tanpa ada gumpalan menggunakan mixer

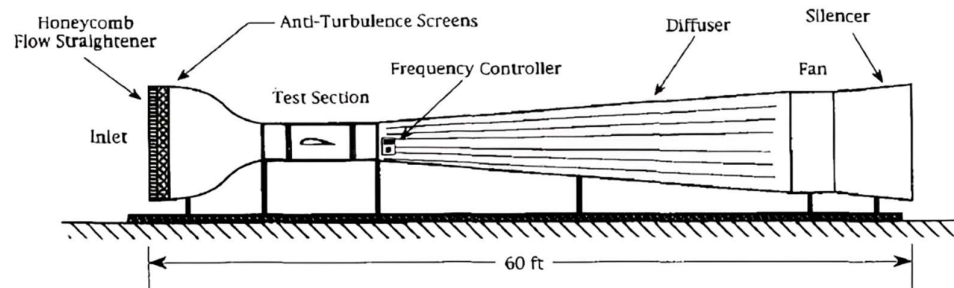
2.7 Wind Tunnel

Wind tunnel sangat penting untuk meningkatkan kinerja *airfoil*. Karena kinerja *airfoil* sangat tergantung dari lapisan batas *laminar* (Mayle, 1991) fenomena tersebut seperti *laminar separation bubble* untuk memastikan tingkat turbulensi aliran bebas yang rendah dan kualitas aliran yang baik di uji dengan *wind tunnel*. Penelitian dilakukan di terowongan angin atau *wind tunnel subsonic* pada gambar 2.15. *Wind tunnel* adalah alat yang digunakan untuk melakukan pengujian aerodinamika terhadap sebuah object percobaan yang berhubungan dengan aliran udara, *Wind tunnel* biasanya digunakan untuk mensimulasi sebuah kondisi aliran udara terhadap object yang diujikan. Salah satu syarat *wind tunnel* layak digunakan untuk melakukan pengujian adalah aliran *wind tunnel* harus seragam (Hermawan,2020). aliran yang dihasilkan sangat mudah terganggu sehingga sangat disarankan untuk menggunakan *wind tunnel subsonic* agar titik separasi tidak maju

lebih cepat dan dapat memunculkan fenomena *bubble separation* (M.Anyoji,2019) dengan peletakan *airfoil* pada *test station* pada gambar 2.14.



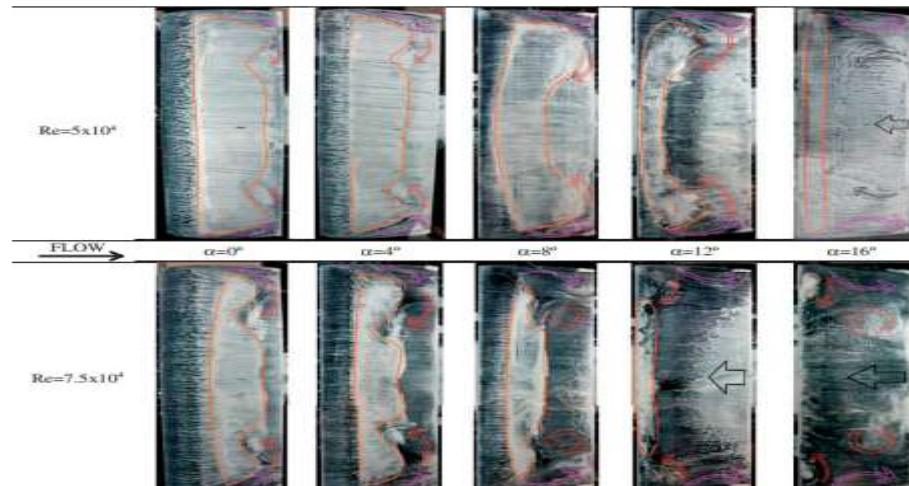
Gambar 2.14 Peletakan *Airfoil* Pada *Working Station*



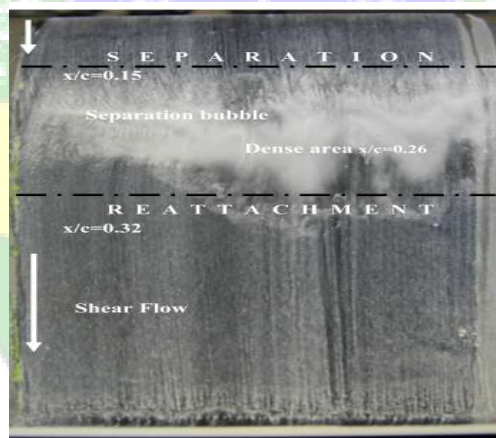
Gambar 2.15 *Subsonic Wind Tunnel* (Yopiandi,2021)

Untuk memastikan kualitas aliran udara yang baik pada saat pengujian maka pada *inlet* diberi *honey comb* agar udara yang dihasilkan bagus dan laminar saat udara menyentuh *airfoil*. Sehingga mengakibatkan Gaya *inersia oil* yang bergerak lebih rendah dari *viscous* dan *surface tension* agar tidak mempengaruhi aliran pada *surface wing*. Pada *airfoil* di daerah *upstream* dengan pemotongan pada area *midspan*, Hal ini disebabkan perbedaan kecepatan udara diatas dan dibawah sayap *airfoil* sehingga titik separasi bergeser ke belakang dan juga efek penambahan *lifting surface*, sehingga aliran divariasi beberapa sudut serang terjadi percepatan aliran. Garis warna merah pada gambar 2.16 menunjukkan aliran transisi dan garis warna kuning yang putus -

putus menunjukkan titik separasi. (Genç et al., 2016)



Gambar 2.16 Hasil *Oil Flow Visualization* AR= 3,(Genç,2016)



Gambar 2.17 *Oil Flow Visualization Over NACA 2415*, (α) = 8 o ,(Genç,2011)



Gambar 2.18 Contoh Ekperimen *Oil Flow Visualization over NACA 2415* (Genç,2011)

2.8 Blockage Effect

Yang mengakibatkan blockage ratio adalah Jarak dari spesimen uji ke batas aliran pengujian bagian terowongan angin biasanya lebih pendek dari pada kondisi operasi aktual di lingkungan alami (Barlow et al. 1999). Blockage Effect dibagi menjadi 2 jenis, yaitu *Solid Blockage* yang ditunjukkan gambar 2.19 dan *Wake Blockage* yang ditunjukkan pada gambar 2.20. pada jenis *Solid Blockage* terjadi karena berkurangnya area untuk angin melewati object pengujian di dalam *workstation*, sedangkan Seperti yang ditunjukkan pada gambar 2.20 kecepatan angin meningkat dan tekanan menurun untuk memenuhi persamaan *Bernoulli*, di mana massa yang mengalir melalui area yang dikurangi oleh object pengujian harus konstan. Kecepatan angin meningkat, sementara di dekat benda uji, dan setelah melewati spesimen, *Solid Blockage Effect* berkurang, dan kecepatan angin dikembalikan ke kondisi aliran udara bebas. Terdapat rumus untuk mengetahui *Blockage dari workstation wind tunnel* dengan rumus (Houigab Jeong. 2016)

$$B_R = \frac{A}{B} \times 100$$

Penunjukan pada rumus diatas ada penunjukan BR adalah Blockage ratio dengan rumus perbandingan antara A sebagai object pengujian dengan B sebagai luas dari workstation pada wind tunnel lalu di perkalian 100 untuk mengetahui berapa persen blockage ratio pada experiment.

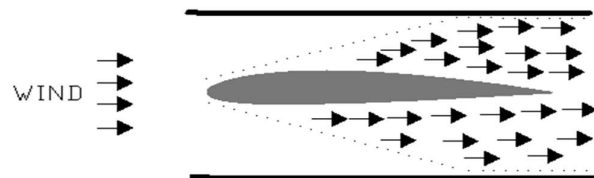
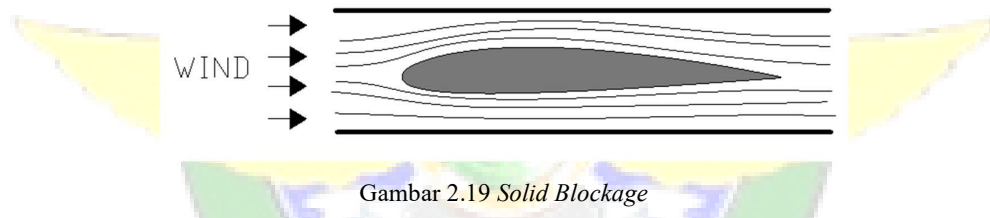
- Luas Work station : 250.000
- Luas Plain Airfoil : 31.200

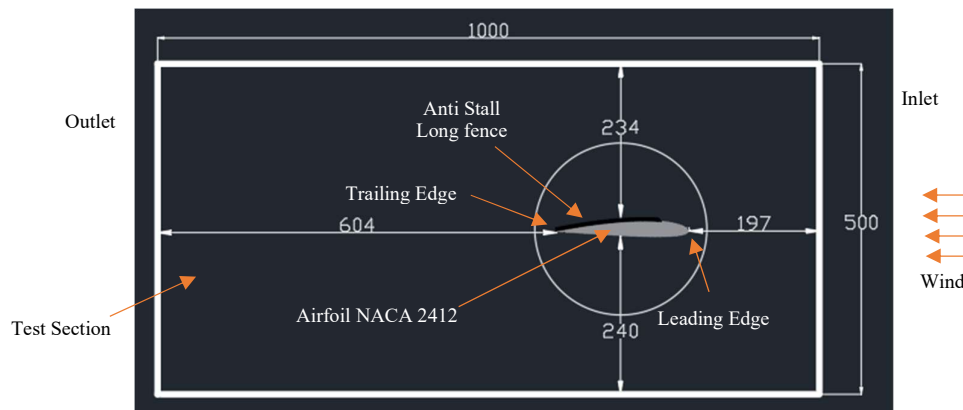
- Luas ASS Airfoil : 37.200

$$\begin{aligned}\text{Plain Airfoil } B_R &= \frac{31.200}{250.000} \times 100 \\ &= 0,1248 \times 100 \\ &= 12,48\%\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}\text{ASS Airfoil } B_R &= \frac{37.200}{250.000} \times 100 \\ &= 0,1488 \times 100 \\ &= 14,88\%\end{aligned}$$

Kesimpulan yang didapat adalah *Blockage* pada wind tunnel eksperimen menunjukan hasil *Blockage* pada *plain airfoil* adalah 12,48% dan *blockage* airfoil dengan penambahan *Anti stall Strip* adalah 14,88%. Pada pengujian *airfoil* ini di identifikasikan sebagai *solid blockage* karena bagian yang di analisis bagian *upper surface* dengan melihat pergerakan fluida oil dapat terlihat dan dapat di identifikasikan





Gambar 2.21 Tampilan Peletakan *Airfoil NACA 2412* Pada *Workstation Wind Tunnel*

2.9 Wing Fence

Wing Fence umumnya digunakan pada pesawat dengan bentuk sayap *swept back* untuk mencegah lapisan *boundary layer* keluar ke arah *wing tip*. Aliran silang menciptakan daya angkat samping pada pagar yang menghasilkan pusaran *vortex*. Sehingga *wing fence* ini meningkatkan koefisien *lift* (Moh Sadraey, chapter 5 wing desain). *wing fence* merupakan *wing accesories* tambahan yang umum digunakan untuk pesawat STOL (*Short Takeoff And Landing*) yang dipasangkan pada pesawat ringan dengan tipe *fixed wing* yang diperuntukan untuk pesawat yang membutuhkan jarak *landing* dan *take off* di landasan yang pendek, diantaranya pesawat yang umumnya menggunakan penambahan modifikasi STOL seperti pesawat cessna, piper, dan balanca. Modifikasi STOL di sediakan oleh penyedia modifikasi STOL yang berlisensi seperti Perusahaan crosswind STOL, Horton.inc, Micro Aerodynamic, dan Sierra Industries (sumber : <https://en.wikipedia.org/wiki/STOL>).

Crosswinds S.T.O.L. Kit



Gambar 2.22 *Croswind STOL Kit*

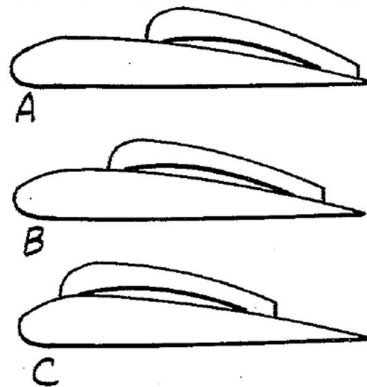
(Sumber : [https:// www.crosswindsstol.com/products.html](https://www.crosswindsstol.com/products.html))

2.10 Wing Fence Position

Pada pesawat bersayap lurus atau *straight*, *wing fence* bertujuan untuk mengontrol aliran udara di area flap (All Star Wing Design Level 3) seperti yang ditunjukkan pada gambar 2.22. Penggunaan *wing fence* juga menciptakan masalah *structural* dan tidak dapat direkomendasikan secara khusus di lokasi tertentu untuk semua pesawat. Tergantung pada geometri sayap dan kondisi aliran, lokasi, ukuran, dan jumlah pagar akan bervariasi untuk mendapatkan kinerja yang optimal (Vadivelu, 2018). Pada gambar 2.24 mengilustrasikan tiga posisi *open wing fence* relatif terhadap *wing chord*. Pada gambar A, *wing fence* ditempatkan di dekat *trailing edge* pada gambar B, lebih dekat ke pusat chord, dan pada gambar C, lebih dekat ke pusat *chord* jauh ke depan dari pusat dan relatif dekat dengan *leading edge* (Mc Gann, 1980).



Gambar 2.23 Wild West Aircraft SuperStol
(Sumber : <https://www.wildwestaircraft.com/superstol>)

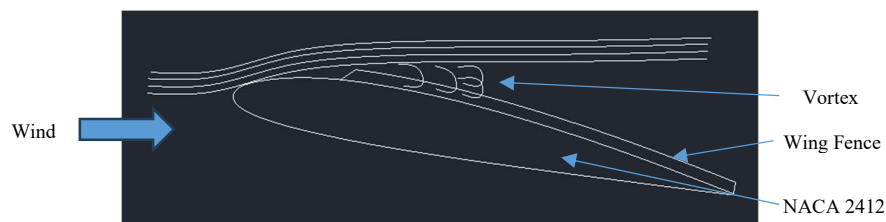


Gambar 2.24 Macam macam peletakan *wing fence* (Mc Gann, 1980)

2.11 Pengaruh Peletakan Wing Fence

Peletakan *wing fence* terdapat 3 macam yaitu hanya di *leading edge*, dari

tengah *wing* ke *trailing edge*, dan memanjang dari *leading edge* ke *trailing edge*. Masing masing memiliki pengaruh dan fungsi yang berbeda dalam mempengaruhi boundary layer untuk menciptakan *vortex* pada *upper surface*. Dalam penelitian ini menggunakan NACA 2412 dengan peletakan *wing fence* dengan jarak 20% dari *leading edge* memanjang ke *trailing edge* dengan *trapezoidal* pada bagian depan *wing fence* dikarenakan pesawat cessna termasuk dalam kategori *low speed aircraft*. Tujuannya untuk menciptakan *vortex* di area *upper surface* pada saat *angle of attack* *airfoil* tinggi sehingga dapat menghambat terjadinya separasi yang terlalu cepat.



Gambar 2.25 Contoh Pengaruh *Wing Fence*

Peletakan *wing fence* hanya di bagian *leading edge* diperuntukan pada pesawat dengan kecepatan tinggi karena *vortex* sudah terbentuk dahulu sehingga *wing fence* di fungsikan untuk mengontrol aliran udara setelah melewati *wing fence* seperti yang ditunjukkan pada gambar 2.26 . Berbeda dengan *wing fence* yang diletakan pada jarak sekian dari *leading edge* biasanya dipasangkan pada pesawat dengan kecepatan rendah dikarenakan pada kecepatan rendah belum terjadi *vortex* pada *leading edge* sehingga *wing fence* berfungsi untuk menghasilkan *vortex* di area *upper surface wing* seperti yang ditunjukkan pada gambar 2.27 untuk menghambat terjadinya separasi yang terlalu cepat.



Gambar 2.27 *Wing Fence Learjet*



Gambar 2.26 *Wing Fence TBM700*

2.12 Penelitian Terdahulu

Pada penyusunan tugas akhir ini, ada beberapa acuan dari penelitian terdahulu seperti yang ditunjukkan pada tabel 2.1

Tabel 2.1 Daftar Penelitian Terdahulu

Metode	Tahun	Peneliti	Keterangan	Persamaan / perbedaan
<i>Oil Flow</i> <i>Vizualization</i>	2007	Johari, Henoch, dan Levshin	- Menggunakan <i>airfoil</i> NACA 63₄-021. - Menggunakan <i>trapezoidal vortex generator</i>. <i>Amplitude leading-edge</i> berkisar antara 2,5-12% dari <i>mean chord lenght</i>, RE = 1.83×10^5. - Panjang gelombang <i>spanwise</i> adalah 25% dan 50%. - Hasil penelitian ini adalah efek sinusoidal pada <i>leading edge</i> NACA 63₄-021 yaitu pengurangan koefisien angkat pada <i>baseline foil</i> sebanyak 50%, <i>amplitude</i> hampir konstan kisaran 10°-26°.	Persamaan : - Menggunakan metode <i>oil flow vizualization</i>. Perbedaan : - Menggunakan NACA 43018. - Menganalisis <i>Koefisien Lift</i> (C_L) serta Visualisasi Aliran dan menganalisis <i>Koefisien Drag</i> (C_D). - Kecepatan aliran udara bebas (freestream) yang akan digunakan sebesar 10m/s, 20m/s.
Subsonic Windtunnel dan 3D printed	2015	Sanjay N havildar, Sharul Pawar, Apoorva	- Menggunakan <i>airfoil</i> NACA 2412. - Menganalisis <i>Koefisien Lift</i>	Persamaan : - Menggunakan NACA 2412. - Menganalisis <i>Koefisien Lift</i>

		Lele, Rahul Pradan,dan Aniket Rishi	• NACA 2412 dengan internal passagge • sudut serang (α) 0°, 10°, 20°, 30° dan 40°. • Velocity yang digunakan 8m/s, 11m/s, 15m/s, dan 18m/s. • Menggunakan model 3D printed • Hasil pengujian slotted bagus dan meningkatkan lift pada <i>velocity</i> 8m/s dan 11m/s	(C_L) serta Visualisasi Aliran dan menganalisis <i>Koefisien Drag</i> (C_D). - Menggunakan subsonic wind tunnel • Perbedaan : - Menggunakan plain airfoil dan internal passage - Sudut serang yang digunakan 0°, 4°, 8°, 10°, 12°, 15°, dan 17° - Menggunakan metode <i>oil flow vizualization</i> - Menggunakan $Re = 1 \times 10^5$ dan $Re = 2 \times 10^5$ - Kecepatan aliran udara bebas (freestream) yang akan digunakan sebesar 10m/s, 20m/s.
Eksperimen dan Simulasi Numerik	2017	Wee Tee dan Aklilu Baheta	• Menggunakan <i>airfoil</i> NACA 0015. • penambahan <i>stall strip</i>	• Persamaan : - Menganalisis <i>Koefisien Lift</i> (C_L) serta Visualisasi Aliran dan

			• Variasi jarak <i>stall strip</i> dari <i>leading edge</i> bervariasi dari pos 1 sampai pos 5 • Variasi geometri dari <i>stall strip</i> • Hasil dari penelitian ini adalah Penambahan <i>stall strip</i> paling bagus pada penempatan pos 1 • Bentuk geometri <i>stall strip</i> paling baik adalah bentuk Triangular • Penambahan <i>stall strip</i> dapat menambahkan gaya lift dan mengurangi efek <i>stall</i>.	menganalisis Koefisien Drag (C_D). - Menggunakan bentuk triangular • Perbedaan : - Menganalisa berbagai pos penempatan <i>stall strip</i>. - Menggunakan NACA 2412. - Menggunakan metode <i>oil flow visualization</i> - Menggunakan $Re = 1 \times 10^5$ dan $Re = 2 \times 10^5$ - Kecepatan aliran udara bebas (freestream) yang akan digunakan sebesar 10m/s, 20m/s.
<i>Ansys Rans</i>	2022	James Julian dan nely Toding Bunga	• Menggunakan NACA 4415 • Penambahan Cavity pada NACA 4415. • Menggunakan Reynolds number 2×10^5 dan 3×10^5 • Hasil penelitian ini memperlihatkan	• Perbedaan : - Menggunakan NACA 4415 - Menggunakan <i>cavity</i> - Menggunakan metode <i>numerical</i>

			bahwa penggunaan <i>cavity</i> dapat meningkatkan performa dari <i>wing</i> meningkatkan <i>coefficient lift</i>.	- Menggunakan $Re = 2 \times 10^5$ dan $Re = 3 \times 10^5$
Metode Computational Fluid Dynamics (CFD)	2016	Arwanda Wahyu Eko	• Menggunakan <i>airfoil</i> NACA 2412 • menggunakan penambahan slat. • Konfigurasi slat angle 0,05 ;0,07 ;0,09 • $Re=12,58 \times 10$ pada sudut serang (α) 0°, 8°, dan 16°. • Hasil dari penelitian ini adalah <i>Koefisien lift</i> pada angle of attack 8°, dan 16°.	• Persamaan : - Menganalisis <i>Koefisien Lift</i> (C_L) serta Visualisasi Aliran dan menganalisis <i>Koefisien Drag</i> (C_D). - Menggunakan NACA 2412 • Perbedaan : - Menggunakan slat - Sudut serang yang digunakan 8°, dan 16°. - Menggunakan metode <i>numerical</i> Persamaan - Menggunakan NACA 2412
<i>Oil flow visualization</i>	2021	Ibnu halim	• Menggunakan NACA 43018 • Menggunakan <i>triangular vortex generator</i>	• Persamaan : - Menganalisis <i>Koefisien Lift</i> (C_L) serta Visualisasi Aliran dan menganalisis

			• Tipe <i>vortex generator</i>nya <i>triangular VG</i> dengan susunan <i>counter rotating</i>, $x/c=20\%$, $V=20$ m/s. • Variasi sudut serangnya adalah (α) $0^\circ, 2^\circ, 4^\circ, 6^\circ, 8^\circ, 10^\circ, 12^\circ, 15^\circ, 16^\circ, 17^\circ$, dan 20°. • Penggunaan <i>vortex generator</i> lebih efektif menunda separasi aliran yang dapat diamati pada sudut serang $12^\circ-15^\circ$ pada airfoil dengan dan tanpa vortex generator.	<i>Koefisien Drag</i> (C_D). - Menggunakan $x/c = 20\%$ - Menggunakan NACA 43018 • Perbedaan : - Susunan VG adalah straight disumbu x terhadap arah <i>chord line</i> - Menggunakan metode <i>oil flow visualization</i> - Sudut serang yang digunakan $0^\circ, 4^\circ, 8^\circ, 10^\circ, 12^\circ, 15^\circ$, dan 17° - Menggunakan metode <i>oil flow visualization</i> - Menggunakan $Re = 1 \times 10^5$ dan $Re = 2 \times 10^5$ - Kecepatan aliran udara bebas (freestream) yang akan digunakan sebesar 10m/s, 20m/s
Eksperimen dan Simulasi Numerik	2022	Leandis, Khairil, Rustan	• Menggunakan <i>airfoil</i> NACA 23012.	• Persamaan : - Menganalisis <i>Koefisien Lift</i>

		• $V = 20.96 \text{ m/s}$, 28.48 m/s, dan 33.90 m/s • Panjang Chord = 10 cm Parameter yang dievaluasi meliputi koefisien tekanan (C_p), <i>Upper Surface</i>, <i>Lower Surface</i> • Hasil penelitian ini menunjukkan C_p tanpa menggunakan <i>vortex generator</i> untuk sudut serang 6°, 7° dan 8° untuk <i>upper surface</i> sebesar -1.8235, -1.5000, dan -1.3529 dan <i>lower surface</i> 1.2647, 0.8529, dan 0.7059 sedangkan dengan menggunakan <i>vortex generator</i> yaitu -2.0735, -1.6176, dan -1.5000 dan 1.2941, 0.8824, dan 0.7353.	(C_L) serta Visualisasi Aliran dan menganalisis Koefisien Drag (C_D). • Perbedaan : - Susunan VG adalah straight disumbu x terhadap arah <i>chord line</i> - Menggunakan metode <i>oil flow visualization</i> - Menggunakan NACA 43018 - Sudut serang yang digunakan 0°, 4°, 8°, 10°, 12°, 15°, dan 17° - Menggunakan metode <i>oil flow vizualization</i> - Menggunakan $Re = 1 \times 10^5$ dan $Re = 2 \times 10^5$ - Kecepatan aliran udara bebas (freestream) yang akan digunakan sebesar 10 m/s, 20 m/s.
--	--	--	---

BAB 3

METODE PENELITIAN

Bagian metode dari penelitian ini berkaitan dengan alat dan bahan yang digunakan yaitu metode simulasi menggunakan terowongan angin (*wind tunnel*) berkecepatan *subsonic*. Benda uji yang digunakan adalah *airfoil* NACA 2412. Benda uji berada di dalam terowongan angin (*wind tunnel*) yang dialiri angin. Pembuatan geometri *airfoil* dan terowongan angin didasari oleh penelitian Anang Saputra (2017) dengan $Re = 1 \times 10^5$ dan $Re = 2 \times 10^5$, hal ini dilakukan agar hasil yang didapat bisa divalidasi. Pembuatan *airfoil* di desain dengan SolidWork berbahan kayu balsa

3.1 Desain Experimen

Dalam menunjang penelitian tentang karakteristik fluida di NACA 2412 dibawah ini peralatan dan benda uji yang digunakan sebagai berikut :

3.2 Benda Uji Penelitian

Airfoil yang digunakan dalam penelitian ini adalah *airfoil* seri 4 digit yaitu jenis NACA 2412. Dimensi dan konfigurasi dari *airfoil* NACA 2412 mengacu pada airfoiltools.com dengan didesain ulang menggunakan SolidWork dan dibuat dengan Panjang *chord line* sepanjang 200mm dan *spanwise* sepanjang 600mm . Pada gambar 3.1 menunjukkan profil penampang *airfoil* NACA 2412 sebagai gambaran benda uji dalam penelitian ini.



Gambar 3.1 Airfoil NACA 2412

3.3 Parameter yang diukur

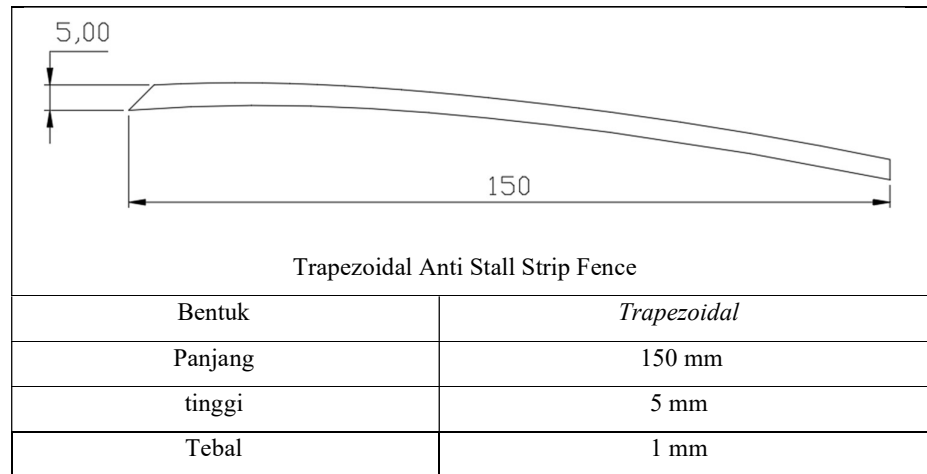
Analisa dimensi diperlukan untuk mengetahui apakah suatu parameter

mempengaruhi penelitian atau tidak. Dibawah ini adalah parameter aliran yang mempengaruhi hal ini :

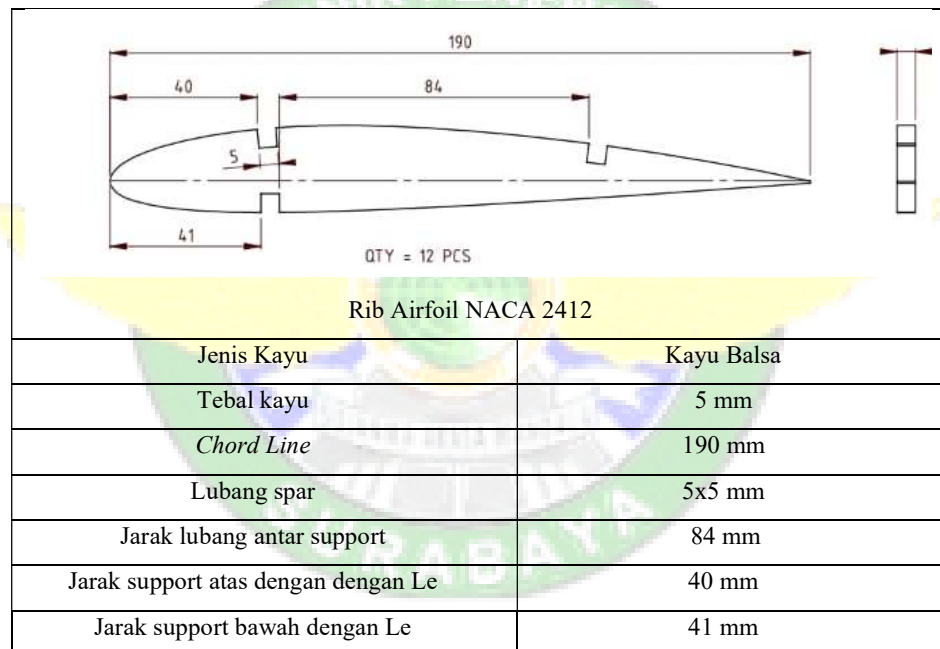
- 1 Massa jenis fluida, ρ (kg/m^3)
- 2 Kecepatan fluida, U_∞ (m/s)
- 3 Ketebalan *boundary layer*, δ (m)
- 4 *Airfoil* thickness, x (m)
- 5 Jarak antara dinding plat datar dengan *Airfoil*, G (m)
- 6 Panjang *Airfoili Chord*, c (m)
- 7 Tinggi *Vortex Generator*, i (m)
- 8 Panjang *Vortex Generator*, l (m)

3.4 Parameter Desain Airfoil NACA 2412

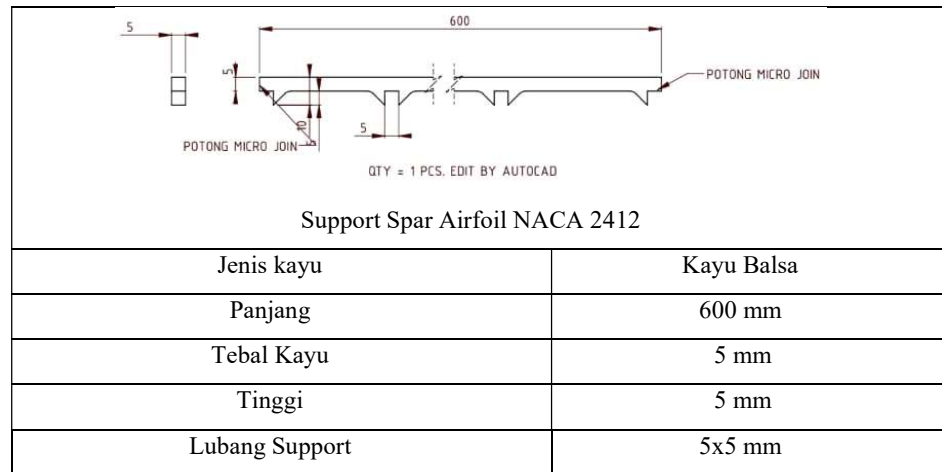
Pada penelitian ini menggunakan airfoil dengan bahan rangka rib dan spar serta skin menggunakan kayu balsa. Karena memiliki ketahanan yang cukup dan mudah dibentuk dengan pemotongan kayu balsa menggunakan laser cutting sesuai dengan desain yang telah dibuat. Desain rib yang dibuat yaitu pada gambar 3.3 berjumlah 12 buah dengan ketebalan kayu 5mm dan digabungkan perakitannya dengan desain spar pada gambar 3.4 berjumlah 3 buah untuk memperkuat airfoil menggunakan ketebalan kayu blasa 5mm. setelah di satukan dengan lem perekat dan ditambahkan skin menggunakan sheet kayu balsa dengan ketebalan 1mm dipasang mengikuti bentuk rangka airfoil seperti pada gambar 3.5. airfoil kemudian di dempul dan diberi cat warna hitam dengan permukaan yang halus agar tidak menimbulkan drag pada saat pengujian eksperimen pada wind tunnel. Setelah itu airfoil dipasangkan dengan anti stall long fence dengan desain pada gambar 3.2 menggunakan kayu balsa ketebalan 1mm yang diletakan pada upper surface airfoil dengan jarak 200mm dari wing tip dan antar anti stall long fence seperti yang ditunjukkan pada gambar 3.7 dan gambar 3.8.



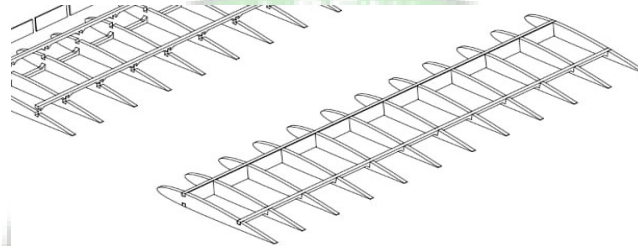
Gambar 3.2 Trapezoidal Anti Stall Strip



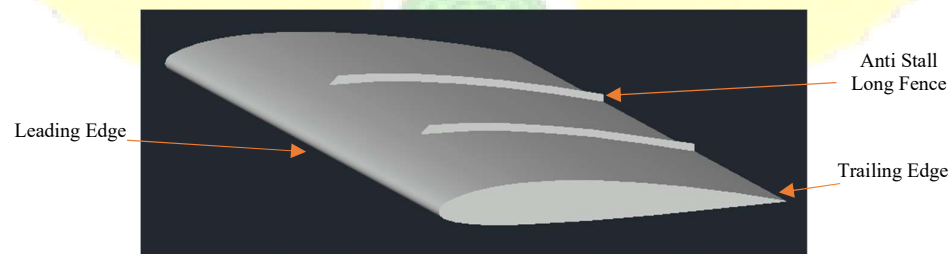
Gambar 3.3 Ukuran Rib Airfoil NACA 2412



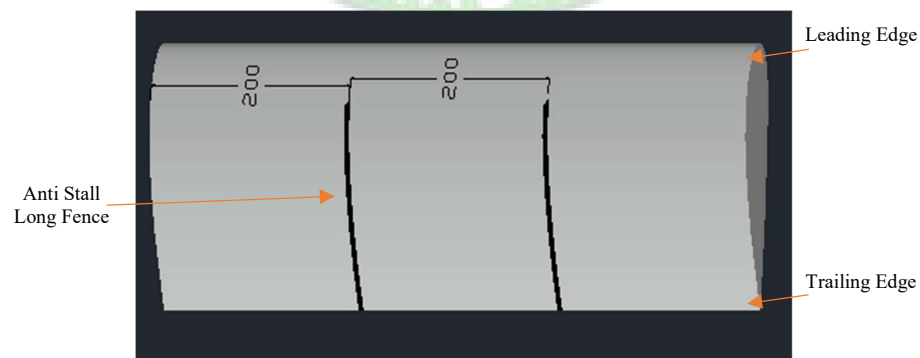
Gambar 3.4 Ukuran Support Spar Airfoil NACA 2412



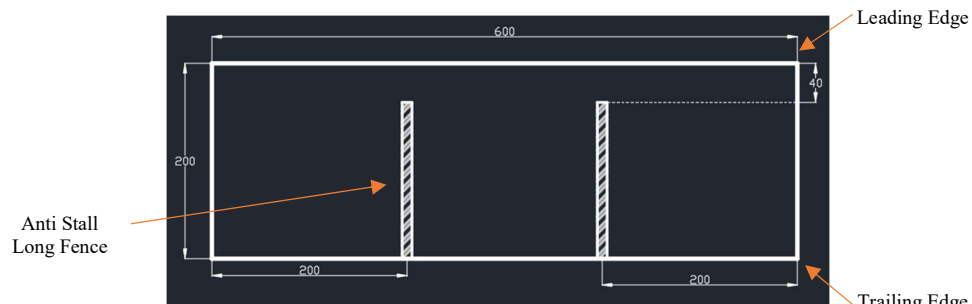
Gambar 3.5 Tampilan 3D Autocad Perakitan Desain



Gambar 3.6 Tampilan 3D Pemasangan Anti Stall long fence dengan NACA 2412



Gambar 3.7 Tampilan 3D jarak Pemasangan antar Trapezoidal Anti Stall Strip long fence pada NACA 2412



Gambar 3.8 Tampilan 2D jarak Pemasangan Trapezoidal Anti Stall Strip long fence pada NACA 2412

3.5 Peralatan penelitian

3.5.1 Terowongan Angin (*wind tunnel*)

Dalam penelitian ini menggunakan *open circuit subsonic wind tunnel* (gambar 3.9) dengan kecepatan 10 m/s dan 20 m/s untuk menguji benda dalam berskala model, dengan udara yang masuk langsung bebas dibuang setelah melalui *test section*. Terowongan angin (*wind tunnel*) dibuat dalam kondisi realistis, sehingga hasil yang diperoleh cukup akurat.

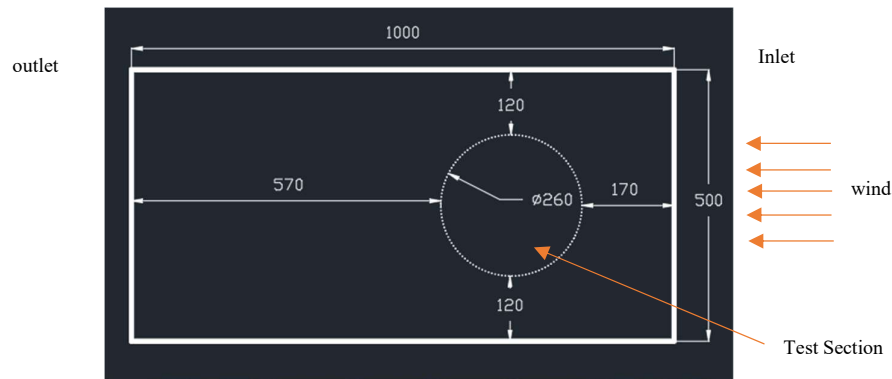


Gambar 3.9 Wind Tunnel

Wind tunnel subsonic berarti kecepatan yang dihasilkan kurang dari 1 *Mach*. *Mach* adalah satuan umum kecepatan yang menyatakan kecepatan relatif terhadap kecepatan suara. Satuan biasanya ditempatkan sebelum nomor pengukurannya seperti *Mach* 1.0 untuk kecepatan suara, *Mach* 2.0 untuk kecepatan suara dua kali lipat. Kecepatan suara sebenarnya tergantung pada tekanan dan suhu atmosfer. Pada suhu udara 0°C dan tekanan udara 1 atmosphere (atm), kecepatan suara adalah 1088 ft/s atau 331,6m/s atau 748 mi/h, kecepatan dibagi menjadi empat rentang, yaitu:

Ernest Mach (1838- 1916) tidak memperkenalkan bilangan *Mach*. Istilah ini diperkenalkan pada tahun 1929 oleh insinyur Swiss Jacob Ackeret. *Mach*

sendiri tidak menyebut bilangan itu sebagai *Mach Number* saat itu. Kemudian kata Mach digunakan oleh orang-orang sekaligus sebagai penghargaan kepada Ernest Mach atas kontribusinya dalam pengembangan prinsip dasar supersonik. Belakangan, *Mach Angle* (Sudut Mach) dan *Mach Reflection* muncul dalam aerodinamika supersonik.



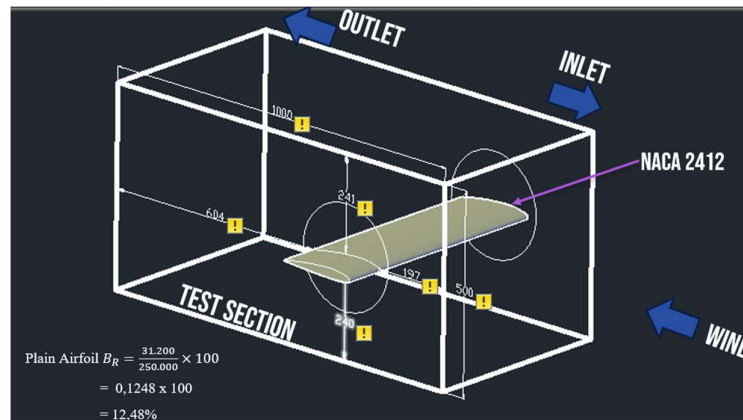
Gambar 3.10 Test Section Wind Tunnel

3.6 Langkah Kerja Pengujian

untuk pengujian *airfoil* pada *test section subsonic wind tunnel subsonic* WT-60 adalah sebagai berikut dengan contoh peragaan pada gambar 3.11 :

1. Menggunakan safety equipment
2. Menyiapkan kesiapan dari wind tunnel
3. Membuat campuran oil flow visualization
4. Oleskan oil flow pada naca 2412 dengan menggunakan kuas pada upper surface airfoil.
5. Letakan airfoil pada tempat test section wind tunnel yang tersedia
6. Menyiapkan sudut angle of attack airfoil di test section
7. Operasikan wind tunnel pada kecepatan yang di inginkan
8. Setelah *wind tunnel* dioperasikan selanjutnya menunggu hasil dari visual *oil flow*
9. Ambil dokumentasi gambar hasil visual *oil flow*

10. Matikan *wind tunnel* lalu analisis hasil gambar yg telah diambil



Gambar 3.11 Visual Pengujian *Airfoil* Pada *Test Section Wind Tunnel*

3.7 Pengolahan Hasil Data

Langkah-langkah pengolahan data adalah sebagai berikut :

1. Lakukan semua variable eksperimen
2. Kumpulkan semua gambar hasil visual oil flow
3. Buat tabel atau grafik dengan parameter $\frac{1}{10}$ chord line dengan jumlah angle of attack yang diuji
4. Bedakan tabel atau grafik berdasarkan masing masing kecepatan
5. Masukkan hasil dari experimen ke tabel dan tarik garis
6. Buat kesimpulan

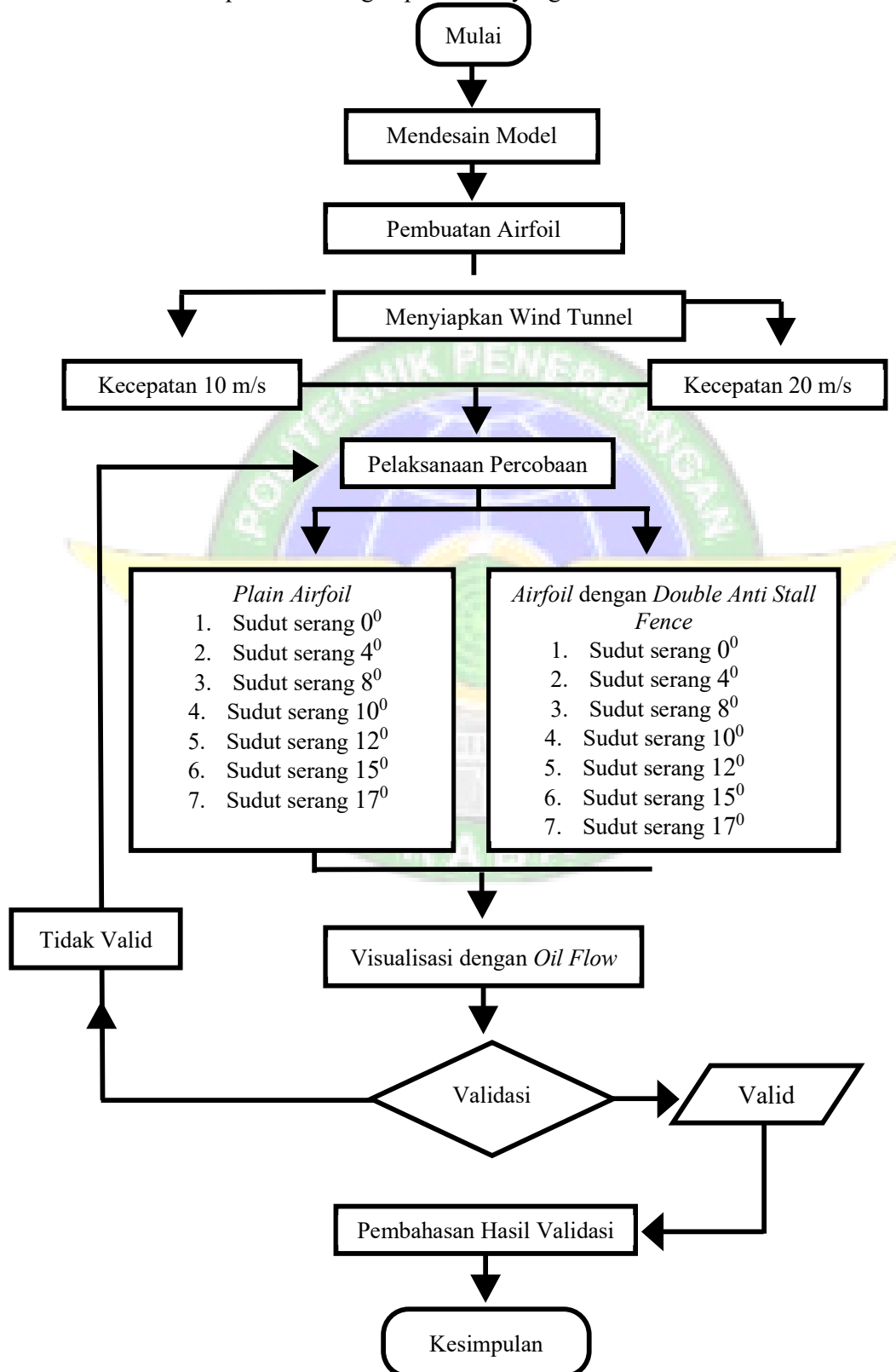
3.8 Validasi Data

Validasi merupakan suatu tahapan penting dalam sebelum memulai sebuah penelitian eksperimen. Penelitian eksperimen dikatakan valid apabila hasil yang pengujian eksperimen yang dilakukan dengan topik yang sama atau mendekati hasil dari penelitian eksperimen terdahulu yang menjadi dasar untuk melanjutkan sebuah penelitian. Pada penelitian ini merujuk pada penelitian terdahulu yang diteliti oleh Zidhane Aliffaputra (2023), dengan menggunakan *plain airfoil* NACA 2412 pada sudut serang 0° dengan pengujian menggunakan Computational Fluid Dynamics (CFD) yang dimana hasil pengujian pada sudut serang 0° masih dalam keadaan normal dan belum menunjukkan separasi terjadi di *upper surface wing* dan belum menunjukkan adanya turbulen pada bagian *trailing edge airfoil*. Pada hasil

[illegible]

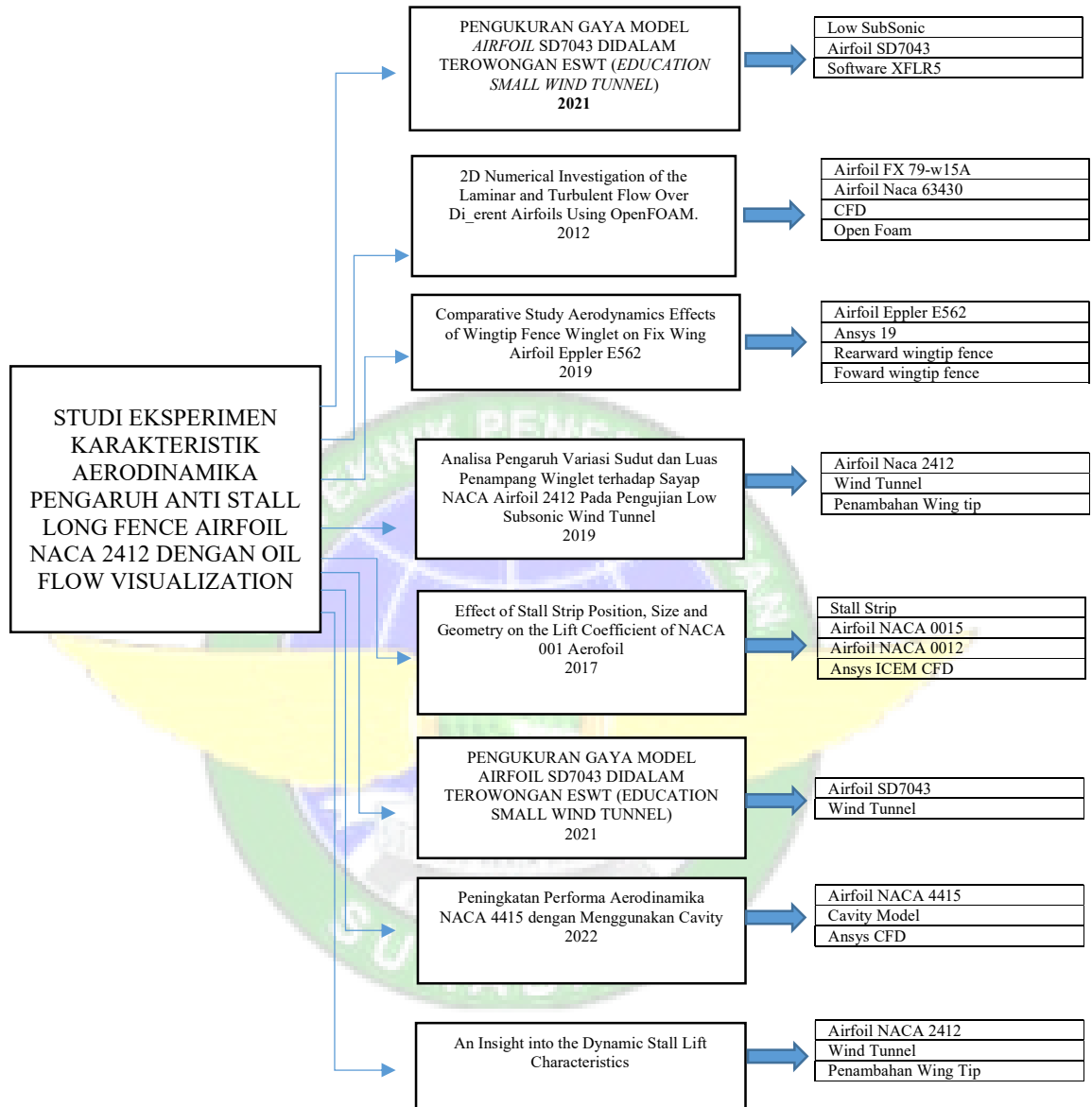
3.10 Rancangan Penelitian

Berikut merupakan rancangan penelitian yang akan dilakukan :



Gambar 3.13 Flowchart Penelitian

3.11 Mind Map



Gambar 3.14 Mind Map

