Jenis Penelitian
(PENELITIAN TERAPAN)

LAPORAN HASIL PENELITIAN

STUDI PERBANDINGAN PLANFORM WING PADA AIRFOIL NACA 65(2)-415 DI PESAWAT PA34-220T PIPER SENECA V

[1]Sukahir, Asep Muhamad Soleh[2], Setyo Hariyadi S.P.[3]
sukahir@gmail.com[1]
asep@poltekbangplg.ac.id[2]
setyo_hariyadi@poltekbangsby.ac.id[3]

PUSAT PENELITIAN DAN PENGABDIAN KEPADA MASYARAKAT
POLITEKNIK PENERBANGAN PALEMBANG
PALEMBANG
2024

HALAMAN PENGESAHAN LAPORAN HASIL PENELITIAN

1	Judul Penelitian	Studi Perbandingan Planform Wing Pada Airfoil NACA 65-415 Di Pesawat PA34-220T Piper Seneca V
2	Bidang Kajian	Penelitian Terapan
3	Ketua Peneliti	
	a. Nama Lengkap	Sukahir, S.SiT., M.T.
	b. NIP/NIK	197407141998031001
	c. NIDN	4214077401
	d. Pangkat/Golongan	Pembina/IV/a
	e. Jabatan Fungsional	Lektor
	f. Program Studi/Jurusan	Teknologi Rekayasa Bandar Udara
	g. Telp/Faks/Email	
	h. Sinta Author id	
	i. Scopus author id/H-Indeks	
4	Anggota Peneliti 1	
	Nama	Ir. Asep Muhamad Soleh, S.SiT, S.T, M.Pd.
	NIDN	4221067501
	Program Studi	Teknologi Rekayasa Bandar Udara
	Perguruan Tinggi	Politeknik Penerbangan Palembang
5	Anggota Peneliti 2	
	a. Nama	Dr.Ir. Setyo Hariyadi S.P., S.T., M.T., IPM
	b. NIDN	4224087901
	c. Program Studi	Teknik Pesawat Udara
	d. Perguruan Tinggi	Politeknik Penerbangan Surabaya
6	Lama Penelitian	Durasi Penelitian 6 Bulan (dari April 2024 s.d November 2024)
7	Biaya yang diperlukan	Rp. -

Menyetujui,
Ketua Program Studi,

Ir. Asep M. Soleh, S.SiT, S.T, M.Pd.
NIP. 197506211998031002

Palembang, Oktober 2024
Ketua Peneliti,

Sukahir, S.SiT., M.T.
NIP. 197407141998031001

Mengetahui,
Kepala Pusat PPM

Yeti Komalasari, S.SiT, M.Adm.SDA
NIP. 19870525 200912 2 005

ABSTRAK

Pemilihan planform wing merupakan hal dasar dalam desain pesawat terbang. Dengan menentukan planform wing berarti mengetahui pola terjadinya separasi dan stall pada karakterstik planform wing tersebut. Stall dalam penerbangan fixed-wing sering dialami sebagai pengurangan lift tiba-tiba karena pilot meningkatkan sudut serang sayap dan melebihi sudut serang kritisnya (yang mungkin disebabkan oleh perlambatan stall speed pada level flight). Karena stall paling sering dibahas dalam kaitannya dengan penerbangan, penelitian ini membahas berbagai macam planform wing Airfoil NACA 65(2)-415 di Pesawat PA34-220T Piper Seneca V.

Penelitian ini dilakukan dengan simulasi numerik dan eksperimen. Simulasi numerik mengunakan *software Solidwork 2015* dan *Ansys Fluent 19.1*. dengan model turbulen *k-ε Realizable*. Kecepatan aliran *freestream* yang akan digunakan sebesar 97 m/s (Re = 2,19 x 10^5) dengan sudut serang (α) = 0^o, 2^o, 4^o, 6^o, 8^o, 10^o,12^o,15^o,17^o,19^o dan 20^o. Model benda uji berupa *airfoil* NACA 65(2)-415.

Dari hasil penelitian didapatkan bahwa bentuk sayap sangat mempengaruhi terjadinya pola vorticity pada upper surface dan area di belakang trailing edge sayap. Pertumbuhan vorticity lebih cepat pada bagian wingroot dan midspan. Pada bagian wingtip, pertumbuhan vorticity digeser dengan terjadinya fenomena tip vortex yang menyebabkan vortex yang terjadi di belakang sayap menjadi lebih besar dibandingkan area yang lain. Besar kecil terjadinya tip vortex turut dipangaruhi oleh panjang chordline pada bagian wingtip karena sangat mempengaruhi kecepatan pertumbuhan dan perkembangannya.

Kata Kunci: NACA 65(2)-415; PA34-220T Piper Seneca V*; planform wing, stall, separasi*

KATA PENGANTAR

Dengan mengucapkan puji syukur kehadirat Tuhan Yang Maha Esa, atas segala berkat, kemurahan kasih-Nya dan perlindungan-Nya, sehingga peneliti bisa menyelesaikan penyusunan proposal usulan penelitian ini. Laporan penelitian ini disusun dalam rangka untuk memenuhi program dana hibah penelitian Politeknik Penerbangan Palembang Tahun Anggaran 2024.

Dalam menyusun proposal penelitian ini, peneliti sebagai manusia biasa dengan segala kekurangan dan keterbatasan. Sepenuhnya tidak sedikit kesulitan dan hambatan yang peneliti temukan dalam penyusunannya. Akan tetapi berkat pertolongan, bantuan, bimbingan dan petunjuk yang diperoleh dari berbagai pihak maka segala kesulitan dan hambatan tersebut dapat teratasi dan peneliti dapat menyelesaikan penyusunan proposal usulan penelitian ini.

Peneliti menyadari penelitian ini jauh dari sempurna, untuk itu kritik yang membangun serta saran demi perbaikan dimasa yang akan datang. Akhirnya, Peneliti berharap semoga hasil penelitian ini diterima dan memberi manfaat kepada berbagai pihak.

Palembang, Oktober 2024

Peneliti

DAFTAR ISI

HALAMAN SAMPUL i
LEMBAR PENGESAHAN ii
ABSTRAK iii
KATA PENGANTAR iv
DAFTAR ISI v
DAFTAR TABEL vii
DAFTAR GAMBAR viii
DAFTAR LAMPIRAN x
BAB 1 PENDAHULUAN .....
A. Latar Belakang Masalah 1
B. Rumusan Masalah 2
C. Tujuan Penelitian 2
D. Manfaat Penelitian 3
BAB II TINJAUAN PUSTAKA 4
A. Airfoil 4
B. Incompressible Flow 4
C. *Boundary Layer* 5
D. Pressure Coefficient 7
E. Lift Coefficient dan Drag Coefficient 8
F. Planform Wing 11
G. Hasil Penelitian yang Relevan 18
H. Roadmap Penelitian 22
BAB III METODE PENELITIAN 23
A. Model dan Karakteristik Benda Uji 23
B. Desain Eksperimen 23
C. Metode Numerik 39
D. Organisasi Tim 50
E. Luaran Penelitian 50

BAB IV JADWAL PELAKSANAAN PENELITIAN 51
BAB V ANGGARAN BIAYA PENELITIAN 53
BAB VI HASIL PENELITIAN.....55
A. Skin Friction Magnitude.....55
B. Vorticity Magnitude Contour 57
C. Velocity Magnitude Contour.....59
BAB VII KESIMPULAN 61
DAFTAR PUSTAKA.....62
LAMPIRAN

DAFTAR TABEL

Tabel 3.1 Spesifikasi model penelitian 24
Tabel 3.2. Analisis Grid Independensi Model Plain Wing NACA 65(2)-415 44
Tabel 3.3. Susunan Organisasi, Tugas Dan Pembagian Waktu Ketua dan Anggota Tim Peneliti.....50
Tabel 4.1. Time schedule penelitian 51
Tabel 5.1. Format Ringkasan Anggaran Biaya 53

DAFTAR GAMBAR

Gambar 2.1 Bagian-bagian airfoil (U.S. Department of Transportation Federal Aviation Administration, 2023) 4
Gambar 2.2. Boundary layer pada plat datar (Munson et al., 1994).....6
Gambar 2.3 Perbandingan laminar dan turbulen boundary layer (Munson et al., 1994) 6
Gambar 2.4 Boundary layer pada airfoil (Pritchard & Leylegian, 2011) 7
Gambar 2.5 Profile drag (Wijaya, 2015).....9
Gambar 2.6. Perbandingan dalam total drag (Dole et al., 2017) (S. Hariyadi, 2019) 10
Gambar 2.7. Piper PA 38 11
Gambar 2.8. Supermarine Spitfire 12
Gambar 2.9. North American Aviation P-51 Mustang 13
Gambar 2.10. Dassault Mirage 2000 14
Gambar 2.11. Eurofighter Typhoon T1.....14
Gambar 2.12. Lockheed Martin F 22A Raptor 15
Gambar 2.13. Aerospatiale BAC Concorde 16
Gambar 2.14. Boeing 787 Dreamliner 16
Gambar 2.15. Sukoi Su-47 Berkut 17
Gambar 2.16. General Dynamics F-111 Aardvark 18
Gambar 2.17. Variable Sweep Wings 18
Gambar 2.18. Model penelitian Hariyadi et al. (S. P. S. Hariyadi et al., 2022) .21
Gambar 2.19. Pola main flow dan backflow sepanjang wingspan pada Re = 2.34 x 10^4 21
Gambar 2.20. Roadmap Penelitian 22
Gambar 3.1. NACA 65(2)-415 (airfoiltools.com) 23
Gambar 3.2. Plain NACA 65(2)-415 24
Gambar 3.3. Semi Elliptical Wing NACA 65(2)-415 25
Gambar 3.4. Schuemann Wing NACA 65(2)-415 25

Gambar. 3.5. Elliptical Wing NACA 65(2)-415 25
Gambar 3.6. Wind Tunnel Open Circuit Airflow WT-60 26
Gambar 3.7. Manometer pipe 32 tube 27
Gambar 3.8. Termometer Digital 28
Gambar 3.9. Pitot Tube 28
Gambar 3.10. Tranduser Tekanan dan Data Aquisisi 29
Gambar 3.11. Skema kalibrasi manometer terhadap nilai keluaran pressure tranducer (mA) 30
Gambar 3.12. Grafik kalibrasi pengukuran Manometer dan pressure tranducer 31
Gambar 3.13. Setting Monitor Program pada Kalibrasi Lift Force 32
Gambar 3.14. Load sensor tidak tersentuh oleh balance arm 32
Gambar 3.15. Lift Force Measurement Calibration 33
Gambar 3.16. Gambaran umum dari model, tuft grid dan kamera sesuai dengan penelitian Bird (1952) 39
Gambar 3.17. Skema diagram tuft flow visualization 39
Gambar 3.18. Domain Pemodelan Airfoil 3D dengan inflation layer pada Design Geometry. 41
Gambar 3.19. Boundary Condition 42
Gambar 3.20. Flow chart penelitian 49
Gambar 6.1. Skin Friction Magnitude Contour 57
Gambar 6.2. Vorticity Magnitude Contour pada $\alpha = 14^{o}$ 58
Gambar 6.3. Velocity Magnitude Contour pada $\alpha = 14^{o}$ 60

DAFTAR LAMPIRAN

Surat Pernyataan Kesanggupan Menyelesaikan Penelitian.....58
Surat Pernyataan Orisinalitas Penelitian.....59
Curriculum Vitae.....60
Publikasi Penelitian 67

BAB I
PENDAHULUAN

A. Latar Belakang Masalah

Negara Indonesia memiliki wilayah yang terdiri dari ribuan pulau, sehingga untuk menjangkau setiap pulaunya perlu alat transportasi yang cepat, Tingkat keamanan tinggi dan terjangkau oleh Masyarakat. Untuk itu, Penggunaan pesawat terbang di Indonesia sangat dibutuhkan mengingat sebagian besar wilayahnya terdiri dari kepulauan. Pulau-pulau tersebut sebagian besar tidak memiliki wilayah yang luas sehingga landas pacu yang bisa dibangun tidak semuanya bisa dilalui oleh pesawat besar. Oleh karena itu penggunaan pesawat kecil sangat diperlukan oleh maskapai-maskapai yang melayani penerbangan perintis. Performa aerodinamika yang optimal dari pesawat-pesawat kecil tersebut akan sangat menunjang peningkatan kinerja pesawat dan dapat menguntungkan operator penerbangan (maskapai) dengan saat melakukan penerbangan pada bandar udara perintis atau bandar udara khusus untuk pelatihan terbang pesawat latih.

Landasan pacu (*Runway*) merupakan sarana utama dalam meleksanakan kegiatan penerbangan, namun terkadang spesifikasi landasan pacu tersebut belum tentu memadai untuk seluruh jenis pesawat baik pesawat berbadan kecil (*small aircraft*), berbadan sedang (*narrow body)*dan berbadan Besar (*wide Body*). Ada beberapa pulau di Indonesia hanya memiliki landasan pacuyang lebar dan Panjang serta kekuatan menahan beban pesawat hanya untuk pesawat kecil di bawah 12.000 pounds. Umumnya bandara yang memiliki landasan pacu tersebut disebut bandar udara perintis atau bandar udara khusus untuk pelatihan terbang pesawat latih.

Salah satu jenis pesawat kecil yang di gunakan melayani penerbangan perintis dan sekaligus dapat digunakan untuk latihan terbang adalah pesawat PA 34-220T PIPER SENECA V dengan jumlah mesin sebanyak 2 buah. Dalam pelaksanaan terbang tentunya pesawat tersebut membutuhkan bahan bakar yang harus tersedia baik di bandara asal maupun bandara tujuan. Namun terkadang ketersediaan bahan bakar tersebut sulit didapatkan khusunya di bandara- bandara perintis di pedalaman, baik di pulau Papua, kepulauan Maluku dan sebagian di pulau Sulawesi. Mendasari kondisi tersebut, maka perlu di optimalisasi desain

sayap sebagai penghasil gaya angkat (lift) pesawat tesebut untuk menambah performace pesawat sehingga dapat menghemat bahan bakar mengingat operator pesawat tersebut kesulitan mendapatkan bahan bakar tersebut di bandara tujuan.

Optimalisasi sayap Piper PA34-220T Piper Seneca V dengan nomor Airfoil National Advisory Committee for Aeronautics (NACA) 65-415 merupakan salah satu solusi untuk meningkatkan performa kinerja selama terbang. Piper PA34-220T Piper Seneca V memiliki bentuk sayap dengan jenis prismatic straight wings yang dapat dioptimalisasi kinerjanya dengan penambahan *high lift devices* berupa *leading-edge slat (slat slot)* dan *slotted flap*. Penelitian ini menggunakan simulasi numerik dan eksperimen. Simulasi numerik dilakukan pada software Ansys 19.1 dengan *turbulent model K-ε Realizable*. Simulasi numerik dilakukan pada sudut serang$\alpha = 0^o, 2^o, 4^o, 6^o, 8^o, 10^o, 12^o, 14^o, 16^o, 18^o$, dan 20^o. Penelitian eksperimen dilakukan pada *close loop wind tunnel* menggunakan pengukuran tekanan, pengukuran *lift drag, oil flow visualization, smoke generator, dan tuft flow visualization*. Luaran *(output)* dari penelitian ini diharapkan dapat mencapai performa aerodinamika untuk meningkatan perbandingan koofisien gaya angkat (C_L) terhadap koofisien gaya hambat (C_D) dan *stall delayed* yang lebih baik.

B. Rumusan Masalah

Berdasarkan latar belakang masalah di atas, maka dapat dirumuskan masalah pada penelitian ini antara lain:

a. Bagaimana efek berbagai planform wing pada sayap pesawat PA34-20T PIPER SENECA V dengan menggunakan simulasi numerik?
b. Bagaimana efek berbagai planform wing pada sayap pesawat PA34-220T PIPER SENECA V dengan menggunakan eksperimen?
c. Bagaimana caranya mengoptimalkan kinerja sayap pesawat PA34-220T PIPER SENECA V agar mendapat perfoma perbandingan gaya angkat terhadap gaya hambat meningkat?

C. Tujuan Penelitian

Berdasarkan rumusan masalah di atas, maka tujuan penelitian ini adalah

a. Maksud penelitian ini adalah membandingkan performa aerodinamika plain wing dengan variasi berbagai planform pada sayap pesawat PA34-220T PIPER SENECA V dalam rangka optimalisasi kinerja sayap pesawat tersebut.
b. Tujuan Penelitian ini adalah dapat mencapai performa aerodinamika untuk meningkatan perbandingan koofisien gaya angkat (C_L) terhadap koofisien gaya hambat (C_D) dan *stall delayed* yang lebih baik sehingga dapat menghemat bakar dan menambah *flight endurance* (jarak jelajah)

D. Manfaat Penelitian

Manfaat yang didapatkan dari penelitian ini dibagi menjadi:

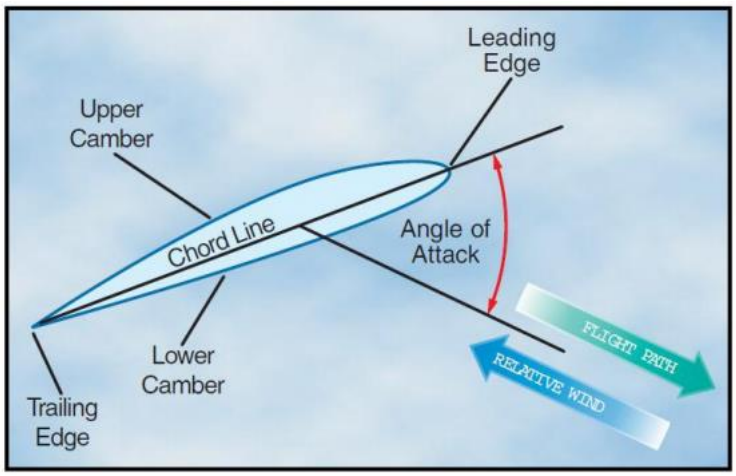
a. Dengan penelitian ini di harapkan dapat mencapai performa aerodinamika untuk meningkatan perbandingan koofisien gaya angkat (C_L) terhadap koofisien gaya hambat (C_D) dan *stall delayed* pada pesawat PA34-220T PIPER SENECA V yang lebih baik sehingga maskapai yang mengoperasikan pesawat tersebut dapat menurunkan *direct cost operation* di karenakan adanya penghematan penggunaan bahan bakar dan penambahan jarak jelajah.
b. Sarana untuk publikasi ilmiah sehingga meningkatkan kinerja dosen
c. Membantu Taruna untuk mengerjakan tugas akhir dan proyek akhir

BAB II
TINJAUAN PUSTAKA

A. Airfoil

Airfoil banyak dijumpai pada desain sayap pesawat, bentuk sudu pada propeller, kompresor, rotor dan turbin. Airfoil adalah suatu bentuk geometri aerodinamik yang dirancang untuk menghasilkan gaya lift saat terdapat aliran fluida yang bergerak terhadap permukaannya. Berdasarkan geometrinya, airfoil diklasifikasikan menjadi symmetry airfoil dan asymmetry airfoil. Tipe simetri merupakan bentuk awal airfoil saat pertama kali di buat oleh Philips pada 1884.

Perhatikan gambar 2.1 untuk memahami bagian-bagian airfoil. Sisi bagian depan airfoil disebut leading edge sedangkan sisi bagian belakang disebut trailing edge. Jika ditarik garis lurus antara leading edge dan trailing edge akan diperoleh garis yang disebut chord dengan panjang garis yang disebut chord length.



Gambar 2.1. Bagian-bagian airfoil (U.S. Department of Transportation Federal Aviation Administration, 2023)

B. Incompressible Flow

Massa jenis atau densitas merupakan perbandingan antara unit massa suatu fluida terhadap unit volume fluida tersebut pada suhu dan tekanan tertentu. Sesuai dengan hukum konservasi massa, massa suatu 4ertic tertutup akan konstan

meskipun terjadi berbagai macam proses dan tingkat keadaan. Hal tersebut berbeda dengan besarnya volume suatu zat dengan massa yang sama.

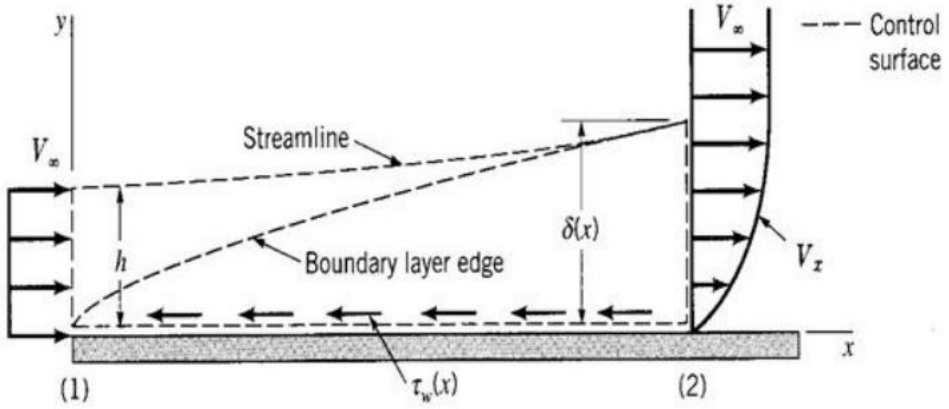
Volume zat cenderung berubah mengikuti persamaan P.V = n.R.T dimana besarnya volume berbanding lurus dengan jumlah zat dan 5ertical5l5 dan berbanding terbalik terhadap tekanan. Hal tersebut mengakibatkan zat khususnya fluida mengalami perubahan densitas seiring perubahan propertis fluida tersebut.

Pada kenyataannya, suatu aliran fluida melewati sebuah kontur akan mengalami perubahan densitas, baik akibat pembelokan streamline yang tidak seragam maupun akibat gaya geser. Jika aliran fluida mengalami perubahan densitas kurang dari 5% maka aliran tersebut dapat diasumsikan mengalir dengan densitas yang konstan pada seluruh aliran tinjau. Hal tersebut dapat terjadi pada aliran fluida dengan mach number (M) kecil dari 0.3. Pada kondisi ini aliran dikatakan sebagai 5ertical5l5ble flow.

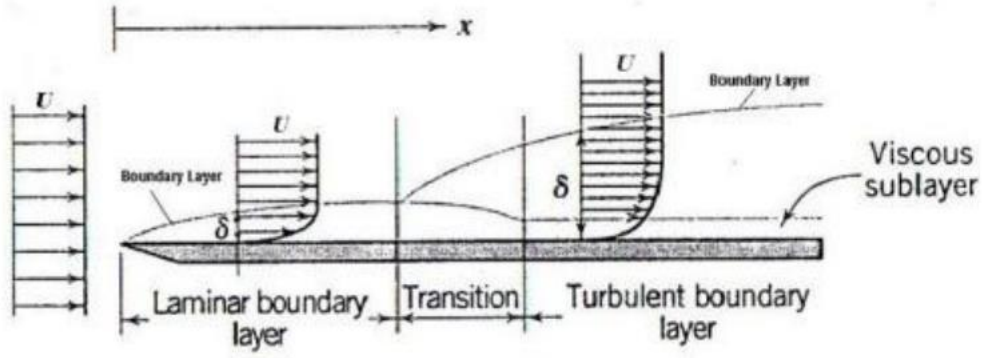
C. Boundary Layer

Aliran fluida yang melewati suatu permukaan benda akan mengalami gaya gesek dan gaya inersia akibat viskositas fluida yang berkontakan dengan permukaan benda. Fenomena ini akan membentuk boundary layer. Boundary layer merupakan lapisan tipis pada fluida yang berkontakan dengan suatu permukaan yang terbentuk akibat viskositas, gaya inersia dan gaya gesek.

Area boundary layer dibagi menjadi dua daerah yaitu viscous region dan inviscid area. Proses terbentuknya boundary layer pada aliran melewati plat datar dapat dilihat pada gambar 2.2. dan 2.3. Pada viscous region, aliran fluida masih dipengaruhi oleh viskositas dan gaya gesek permukaan benda. Sedangkan pada inviscid region pengaruh tersebut sudah berkurang dan dapat diabaikan, sehingga kecepatan fluida seragam. Pada kondisi ini aliran fluida telah fully developed. Berdasar karakteristiknya boundary layer digolongkan menjadi boundary layer laminar dan turbulen.

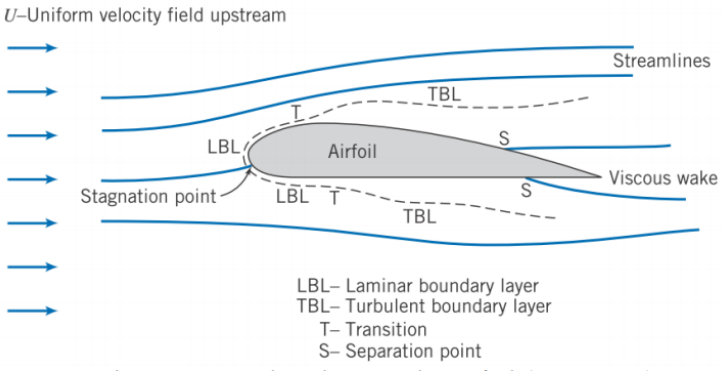


Gambar 2.2. Boundary layer pada plat datar (Munson et al., 1994)



Gambar 2.3. Perbandingan laminar dan turbulen boundary layer (Munson et al., 1994)

Proses terbentuknya boundary layer sangat bergantung pada bentuk geometri permukaan yang dilalui. Terbentuknya boundary layer pada permukaan airfoil tampak pada gambar 2.4. Pada bagian dekat leading edge, karakteristik boundary layer yang terbentuk berupa boundary layer laminar. Hal ini dikarenakan pada daerah dekat leading edge aliran mempunyai kecepatan 6ertical rendah atau fluidanya sangat viscous.



Gambar 2.4. Boundary layer pada airfoil (Pritchard & Leylegian, 2011)

Timbulnya gangguan yang mungkin dialami oleh aliran akibat getaran dan ketidakteraturan permukaan masih dapat diredam oleh fluida. Semakin jauh dari leading edge gangguan akibat adanya viskositas dan tegangan geser yang diterima fluida akan semakin besar, sehingga aliran akan mengalami kondisi transisi sebelum akhirnya terbentuk aliran turbulen. Aliran turbulen yang terbentuk menghasilkan turbulent boundary layer yang karakteristiknya berbeda dengan 7ertica boundary layer. Pada turbulent boundary layer, kecepatan aliran fluida semakin tinggi sehingga momentum aliran fluida semakin besar.

Pada aliran fluida yang melintasi airfoil juga terdapat stagnation point. Titik stagnasi terjadi di leading edge. Pada titik tersebut fluida menabrak permukaan airfoil secara tegak lurus. Pada titik stagnasi kecepatan fluida bernilai nol sehingga memiliki tekanan sangat tinggi. Selain stagnation point terdapat juga separation point. Separation point adalah titik dimana aliran fluida yang berkontakan dengan permukaan lepas akibat adanya adverse pressure gradient. Adverse pressure gradient terjadi saat kecepatan aliran fluida semakin turun dan semakin meningkatnya tekanan fluida yang menyebabkan adanya aliran backward pada permukaan airfoil. Adanya separation point menyebabkan terdapatnya daerah kosong yang disebut dengan wake area.

D. Pressure Coefficient

Pada fluida yang mengalir pada permukaan benda akan terjadi distribusi tekanan pada sepanjang aliran. Distribusi tekanan yang terjadi pada kontur benda

bisa dinyatakan dalam bilangan tak berdimensi yang disebut koefisien tekanan (Cp). Koefisien tekanan adalah selisih antara tekanan statis pada suatu titik dan tekanan statis freestream dibagi dengan tekanan dinamis. Koefisien tekanan juga disebut sebagai Euler number yang merupakan perbandingan antara gaya tekan dengan gaya inersia

$$C_p = \frac{p_c - p_\infty}{\frac{1}{2}\rho V^2 cS}$$

C_p : koefisien tekanan

p_c : tekanan statis di titik tertentu pada kontur

p_∞ : tekanan statis freestream

ρ : massa jenis fluida

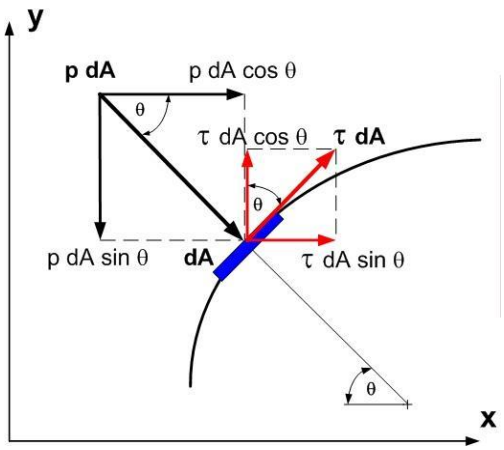
V_∞ : kecepatan freestream

c : Chord length

S : Span length

E. Lift Coefficient dan Drag Coefficient

Benda yang terbenam di dalam aliran fluida yang bergerak akan mengalami gaya-gaya akibat interaksi dengan fluida. Gaya yang ditimbulkan ini dapat berupa *normal force* (gaya normal) akibat dari tekanan fluida dan *shear force* (gaya geser) yang disebabkan oleh viskositas fluida. Pada aliran dua dimensi, gaya-gaya yang sejajar dengan aliran fluida disebut *drag force* (gaya hambat) sedangkan gaya-gaya yang tegak lurus dengan arah aliran dinamakan *lift force* (gaya angkat). Gaya hambat yang terjadi dapat berupa *skin friction drag* (F_{Df}) yaitu gaya hambat yang menyinggung permukaan secara tangensial yang timbul sebagai akibat adanya viskositas (tegangan geser antara fluida dan permukaan benda) dan *pressure drag* (F_{Dp}) yaitu gaya hambat yang tegak lurus terhadap permukaan benda yang timbul karena adanya tekanan fluida. Resultan antara *skin friction drag* dengan *pressure drag* ini disebut *profile drag* (gaya hambat total) yang ditunjukkan pada Gambar 2.5.



Gambar 2.5. *Profile drag* (Wijaya, 2015)

Resultan dari gaya akan menghasilkan komponen gaya-gaya sebagai berikut:

$dFx = (pdA)\cos\theta + (\tau dA)\sin\theta$

$dFy = -(pdA)\sin\theta + (\tau dA)\cos\theta$

komponen gaya ke arah sumbu-*x* adalah gaya hambat sedangkan komponen gaya ke arah sumbu-*y* adalah gaya *lift*. Gaya hambat yang terbentuk dapat didefinisikan sebagai berikut:

$F_D = F_{Df} + F_{Dp}$

$F_D = \int cos\,\theta\,(pdA) + \int sin\,\theta\,(\tau dA)$

Biasanya gaya *drag* sering diekspresikan dalam bilangan tak berdimensi yaitu koefisien *drag* yang didefinisikan sebagai total tegangan akibat gaya *drag* dibagi dengan tekanan dinamis *freestream* ($1/2\rho U_\infty^2$) atau:

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2}\rho {U_\infty}^2 A}$$

Koefisien *drag* (C_D) juga dapat diperoleh dengan hasil integrasi dari distribusi tekanan (C_p) sepanjang kontur *solid body* yang merupakan kontribusi dari *normal pressure* atau *pressure drag*. Adapun koefisien *drag* (C_D) diperoleh dengan

mengintegrasikan distribusi tekanan sepanjang kontur dengan persamaan sebagai berikut :

$$C_D = \frac{1}{2}\int_0^{2\pi} C_p(\theta)\, cos(\theta) d\theta$$

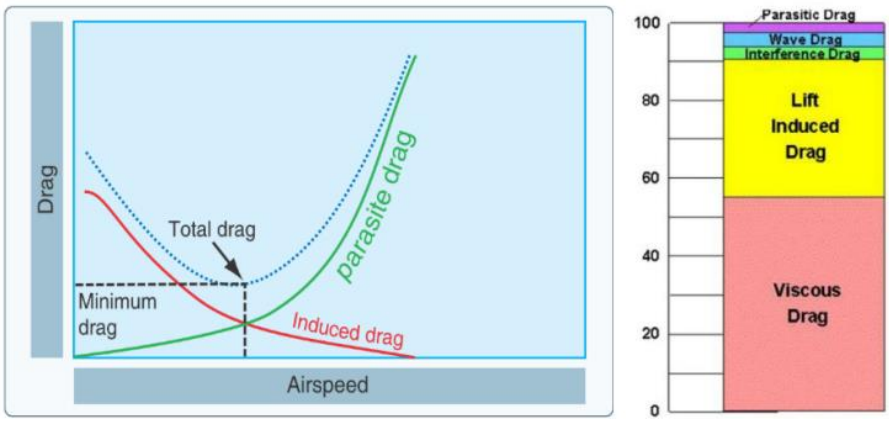
Gaya *lift* merupakan komponen gaya yang tegak lurus terhadap aliran *freestream*. Perbedaan kecepatan fluida yang mengalir pada sisi atas dan sisi bawah dari suatu benda dapat menyebabkan terjadinya perbedaan tekanan yang dapat menimbulkan terjadinya *lift.* Adapun koefisien *lift* (C_L) dapat ditunjukkan dari persamaan berikut :

$$C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2}\rho U_\infty^2 A}$$

$$C_L = -\frac{1}{2}\int_0^{2\pi} C_p(\theta)\, sin(\theta) d\theta$$

Coefficient lift (C_L) dan coefficient drag (C_D) serta lift to drag ratio (C_L/C_D) akan berubah seiring perubahan angle of attack. Grafik perubahan tersebut dapat dilihat pada gambar 2.6 yang menggunakan airfoil simetri. Grafik tersebut menunjukkan nilai C_L akan terus naik sampai pada angle of attack tertentu hingga mengalami penurunan nilai yang 10ertica. Keadaan tersebut diberi nama kondisi stall.

Gambar 2.6(a) menunjukkan drag versus speed. Nilai total drag minimum dapat dicapai pada kecepatan aliran fluida tertentu. Total drag merupakan resultan dari gaya-gaya yang bekerja pada airfoil. Total drag breakdown tampak pada gambar 2.6(b).



Gambar 2.6. Perbandingan dalam total drag (Dole et al., 2017) (S. Hariyadi, 2019)

F. Planform Wing

Di antara komponen-komponen bagian pesawat terbang, sayap pesawat terbang menonjol sebagai tanda yang jelas dari kecanggihan 11ertic penerbangan. Sayap pesawat menjadi jantung dari setiap pesawat bersayap tetap, sehingga desain dan struktur sayap ini dapat sangat memengaruhi kinerja, kemampuan 11ertical, dan kemampuan pesawat secara keseluruhan. Konfigurasi sayap bervariasi untuk memberikan karakteristik penerbangan yang berbeda. Jumlah daya angkat yang dihasilkan pesawat, 11ertica pada kecepatan operasi yang berbeda, stabilitas, dan keseimbangan, semuanya berubah seiring dengan perubahan bentuk sayap pesawat. Beragam jenis sayap pesawat akan dibahas di bawah ini.

a. Rectangular Wing

Sayap persegi panjang adalah yang paling sederhana untuk diproduksi. Sayap ini adalah sayap lurus yang tidak meruncing dan kebanyakan digunakan pada pesawat kecil. Sayap ini menjulur keluar dari badan pesawat dengan sudut siku-siku (kurang lebih). Contoh yang baik dari pesawat yang menggunakan sayap persegi panjang adalah Piper PA 38. Salah satu kelemahan utama dari sayap persegi panjang adalah tidak efisien secara aerodinamis.



Gambar 2.7. Piper PA 38

b. Elliptical Wing

Sayap elips secara aerodinamis paling efisien karena distribusi gaya angkat elips yang melintang menginduksi hambatan serendah mungkin. Namun,

kemampuan manufaktur sayap pesawat ini buruk. Salah satu pesawat paling terkenal yang menggunakan sayap elips adalah Supermarine Spitfire yang menguasai langit selama Pertempuran Britania. Sayap elips pada awalnya tidak dirancang untuk meminimalkan induksi hambatan, tetapi dibuat untuk menampung roda pendaratan 12ertica dengan amunisi dan senjata di dalam sayap. Jadi, sayapnya harus tipis. Elips adalah bentuk yang memungkinkan sayap setipis mungkin, memberikan ruang di dalamnya untuk menyimpan barang-barang yang diperlukan. Pada pesawat seperti Seversky P-35, kita dapat melihat sayap semi-elips yang memiliki trailing atau leading edge elips.



Gambar 2.8. Supermarine Spitfire

c. Tapered Wing

Sayap meruncing dirancang dengan memodifikasi sayap persegi panjang. Chordline sayap divariasikan di seluruh bentang untuk perkiraan distribusi daya angkat elips. Meskipun tidak seefisien sayap elips standar, namun menawarkan kompromi antara efisiensi dan kemampuan manufaktur. P-51 Mustang, yang digunakan oleh USAAF untuk melawan Luftwaffe menggunakan sayap meruncing.



Gambar 2.9. North American Aviation P-51 Mustang

d. Delta Wing

Sayap dengan rasio aspek rendah ini digunakan pada pesawat 13ertical13l. Keuntungan utama dari sayap delta adalah efisien di semua rezim (13ertical13l, 13ertical, dan 13ertical13). Selain itu, jenis sayap ini menawarkan area yang luas untuk bentuknya sehingga meningkatkan kemampuan 13ertical dan mengurangi pembebanan sayap.

Sayap delta tidak hanya menawarkan pengalaman terbang yang efisien tetapi juga kuat secara 13ertical13l dan menyediakan volume yang besar untuk penyimpanan bahan bakar. Sayap ini juga mudah dibuat dan dirawat.

Namun, seperti jenis sayap pesawat lainnya, sayap delta juga memiliki beberapa kelemahan. Kerugian utama dari sayap pesawat ini antara lain:

- Karena rasio aspeknya yang rendah, sayap delta menyebabkan hambatan yang tinggi.
- Pada kecepatan rendah – selama pendaratan dan lepas landas -, sayap ini memiliki sudut serang yang tinggi terutama karena, pada kecepatan rendah seperti itu, vortisitas menghasilkan daya angkat. Sudut stall yang tinggi dari sayap delta mengimbangi hal ini.

Dassault Mirage 2000 adalah contoh utama pesawat yang menggunakan sayap delta tanpa ekor. Beberapa pesawat menggunakan sayap delta berekor dan salah satu yang paling terkenal adalah MiG-21 Rusia.

Varian lain dari sayap delta adalah delta yang dipotong dan terlihat pada Eurofighter Typhoon T1. Ujung dari varian ini dipotong untuk mengurangi hambatan pada kecepatan rendah.

Varian lain dari sayap delta yang 14ertica digunakan pada pesawat tempur adalah delta ganda. Sudut ujung depan dari data ganda tidak konstan tetapi memiliki dua nilai. Pesawat tempur ringan India yang dikenal sebagai ‘Tejas’ menggunakan sayap data ganda.



Gambar 2.10. Dassault Mirage 2000



Gambar 2.11. Eurofighter Typhoon T1

e. Trapezoidal Wing

Desain sayap 14ertical14 menawarkan kinerja penerbangan yang luar biasa. Tepi belakang sayap menyapu ke depan sementara tepi depan menyapu ke belakang. Jenis sayap ini umumnya digunakan pada pesawat tempur AS.

Konfigurasi ini menawarkan penerbangan 15ertical15l yang sangat efisien dan memiliki karakteristik siluman yang baik. Satu-satunya masalah adalah beban sayap yang tinggi yang mengakibatkan berkurangnya kemampuan 15ertical. Sayap 15ertical15 digunakan pada jet tempur F-22 Raptor yang terkenal.



Gambar 2.12. Lockheed Martin F 22A Raptor

f. Ogive Wing

Desain sayap ogive digunakan pada pesawat berkecepatan sangat tinggi. Bentuk matematis yang rumit dari sayap pesawat ini diturunkan untuk meminimalkan hambatan pada kecepatan 15ertical15l. Sayap ogive menawarkan kinerja yang sangat baik pada kecepatan 15ertical15l dengan hambatan minimal.

Kerugian utama dari jenis sayap pesawat ini adalah sangat kompleks dan pembuatannya sulit. Selain itu, kinerja subsoniknya tidak memuaskan jika dibandingkan. Aerospatiale-BAC Concorde yang sudah 15ertica menggunakan sayap berbentuk buah zaitun.



Gambar 2.13. Aerospatiale BAC Concorde

g. Swept Back Wings

Sayap pesawat yang ujung terdepannya disapu ke belakang disebut swept back wing. Sayap menyapu ke belakang mengurangi hambatan saat pesawat terbang pada kecepatan 16ertical16.

Mayoritas pesawat komersial berkecepatan tinggi menggunakan sayap menyapu ke belakang. Boeing 787 Dreamliner adalah salah satu contoh dari sekian banyak pesawat yang menggunakan sayap menyapu ke belakang.



Gambar 2.14. Boeing 787 Dreamliner

h. Forward-Swept Wings

Sayap pesawat yang ujung terdepannya disapu ke depan disebut swept forward wings. Salah satu kelemahan dari jenis konfigurasi ini adalah karena karakteristik aliran sayap, sayap tempel akan berhenti sebelum flap. Hal ini dapat menyebabkan masalah pengendalian. Oleh karena itu, sayap menyapu ke depan hanya digunakan pada beberapa pesawat saja, seperti Grumman X-29 Switch Blade.

Masalah utama yang membuat jenis konfigurasi sayap ini tidak cocok adalah karena menghasilkan putaran sayap saat menekuk di bawah beban, memberikan tekanan yang lebih besar pada akar sayap. Sukoi Su-47 Berkut adalah salah satu dari sedikit pesawat yang menggunakan sayap ini.



Gambar 2.15. Sukoi Su-47 Berkut

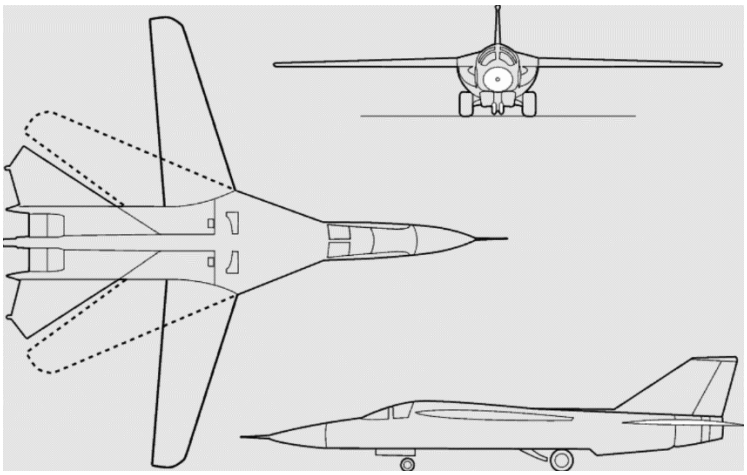
i. Variable Sweep Wings

Sayap yang disapu sebagian besar cocok untuk kecepatan tinggi, seperti 17ertical17l dan 17ertical17, sementara sayap yang tidak disapu bekerja paling baik untuk kecepatan rendah, yaitu 17ertical. Sayap sapuan 17ertical dirancang untuk mengoptimalkan pengalaman terbang pada berbagai kecepatan.

Kerumitan mekanis adalah masalah utama dengan sayap pesawat ini. General Dynamics F-11 Aardvark adalah pesawat pertama yang menggunakan sayap sapuan 17ertical.



Gambar 2.16. General Dynamics F-111 Aardvark



Gambar 2.17. Variable Sweep Wings (https://aerocorner.com/wp-content/uploads/2019/06/800px-F-111_3-view.svg_.png diakses 26 Februari 2024)

G. Hasil Penelitian yang Relevan

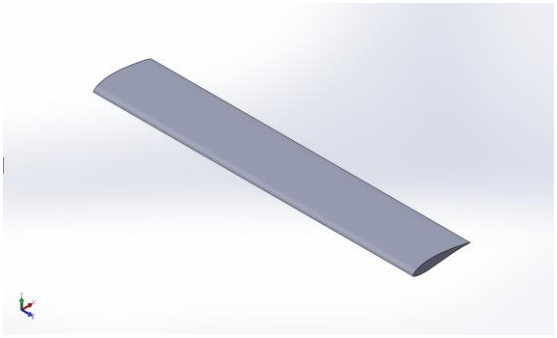
Berbicara mengenai planform wing pasti akan berkaitan dengan pola separasi dan stall dari sayap. Selain performa aerodinamika, isu mengenai stall behavior yang diawali dengan separasi sanagt erat kaitannya dengan planforma wing. Selain dari tingkat kesulitan proses pembuatan sebuah sayap, faktor stall behavior ini merupakan tujuan akhir dari pemilihan planform wing yang dipilih desainer pesawat terbang.

Pada umumnya, separasi dimulai dari area trailing edge, tetapi tidak menutup kemungkinan bahwa separasi dimulai dari leading edge. Hal ini disebabkan oleh separasi gelembung yang timbul akibat kekasaran permukaan. Umumnya separasi yang terjadi pada leading edge akan melekat kembali pada permukaan sayap. Fenomena separasi pada leading edge dapat lebih jelas terlihat pada airfoil kaleng yang menunjukkan evolusinya secara lebih detail. Separasi juga dapat terjadi pada daerah wing root dimana terdapat persimpangan antara sayap dengan permukaan dinding pesawat. Separasi pada daerah ini disebabkan oleh sudut serang dan geometri antara sayap dan badan pesawat. (Gudmundsson, 2013)(Azargoon et al., 2020)

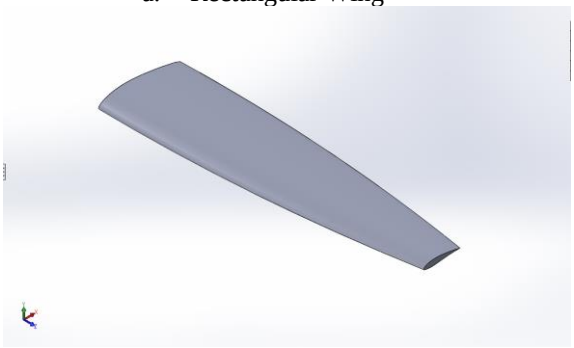
Beberapa peneliti telah mengidentifikasi berbagai jenis stall tambahan sambil melihat proses terjadinya. Stall dinamis sering dikatakan terjadi pada rotor helikopter (Gardner & Richter, 2013; Q. Wang et al., 2015). Namun, beberapa ahli sering menyebutkan bahwa dynamic stall terjadi ketika pesawat bergerak secara tiba-tiba, menyebabkan sudut serang yang tinggi secara tiba-tiba. Gerakan ini biasanya terjadi karena manuver pesawat yang menyebabkan kombinasi gerakan yawing, rolling, dan pitching (Choudhry et al., 2014; Leknys et al., 2018; Pattermann et al., 2017). Setiap gerakan yang disebabkan oleh perubahan mendadak pada sudut serang menunjukkan struktur aliran yang berbeda. Pada setiap sudut serang selain menunjukkan struktur dan pola aliran yang berbeda, juga menghasilkan koefisien drag, koefisien lift, dan koefisien tekanan yang berubah secara drastis. Peneliti lain juga menyebutkan adanya tip stall yang terjadi pada swept planform dan tapered wing. (Medina et al., 2019; Tomek et al., 2020; Visbal & Garmann, 2019). Pada swept-wing planform, posisi pusat gravitasi terletak di depan sayap sehingga harus diseimbangkan oleh sayap di belakangnya. Pada umumnya, leading edge pada swept-wing planform memiliki koefisien lift maksimum dan stall point yang lebih cepat dibandingkan dengan shoulder airfoil dan trailing edge. Hal ini juga disebabkan oleh tip vortex dan downwash pada sisi ujung sayap. Shevell (Paterson, 1967) menambahkan jenis stall berbahaya lainnya, yang sering disebut sebagai deep stall. Deep stall terjadi pada pesawat dengan konfigurasi ekor-T dan mesin yang dipasang di

belakang. Pada T-tail, turbulen wake dari sayap, nacelle mesin, dan badan pesawat menutupi stabilizer horizontal dan vertikal sehingga elevator tidak berfungsi secara efektif, yang mengakibatkan stall. (Taylor & Ray, 1965; P. Wang & Shi, 2010)

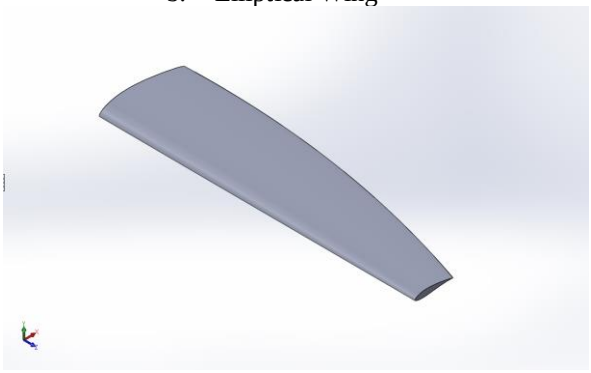
Hariyadi et al (S. P. S. Hariyadi et al., 2022) membahas perilaku stall pada sayap berbentuk rectangular, elliptical, semi-elliptical, dan Schuemann. Simulasi numerik dilakukan dengan menggunakan model SST k-ω turbulen menggunakan Ansys Fluent 19.1. Airfoil yang digunakan dalam penelitian ini adalah Eppler 562 dengan bilangan Reynolds 2.34 x 10^4. Sudut serang yang diamati adalah 0^o, 2^o, 4^o, 6^o, 8^o, 10^o,12^o, 15^o, 17^o, 19^o, dan 20^o. Sayap Schuemann memiliki performa terbaik yang ditunjukkan dengan tertundanya titik stall, yaitu pada sudut serang $\alpha = 15^o$, sedangkan sayap persegi panjang menghasilkan lift to drag ratio yang paling tinggi dibandingkan dengan sayap planform yang lain. Pertemuan aliran utama dan aliran balik terbentuk di bagian tengah bentang seiring dengan meningkatnya sudut serang. Sayap persegi panjang menghasilkan vortisitas yang tinggi pada daerah ujung sayap karena fenomena tip-vortex, sedangkan sayap elips dan Schuemann pada daerah leading edge karena geometri leading edge.



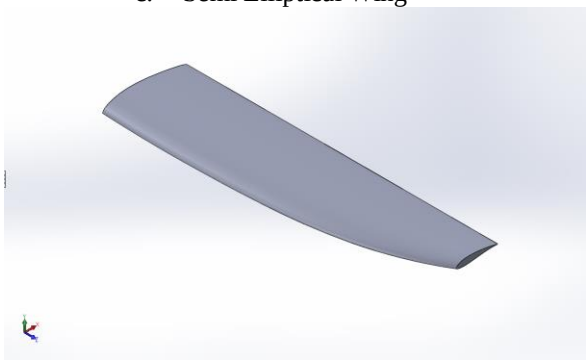
a. Rectangular Wing



b. Elliptical Wing

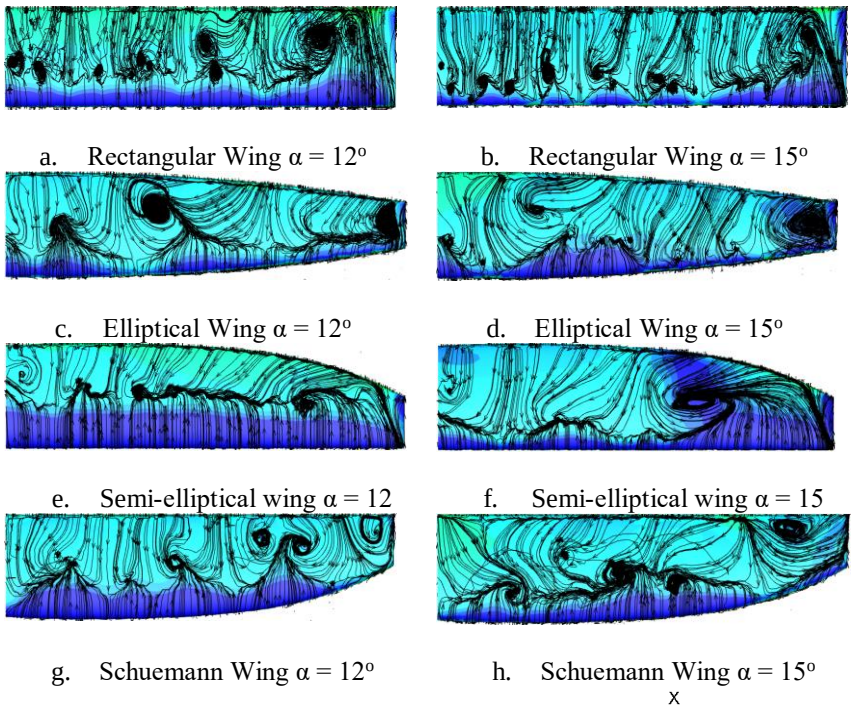


c. Semi Elliptical Wing



d. Schuemann Wing

Gambar 2.18. Model penelitian Hariyadi et al. (S. P. S. Hariyadi et al., 2022)



a. Rectangular Wing α = 12º

b. Rectangular Wing α = 15º

c. Elliptical Wing α = 12º

d. Elliptical Wing α = 15º

e. Semi-elliptical wing α = 12

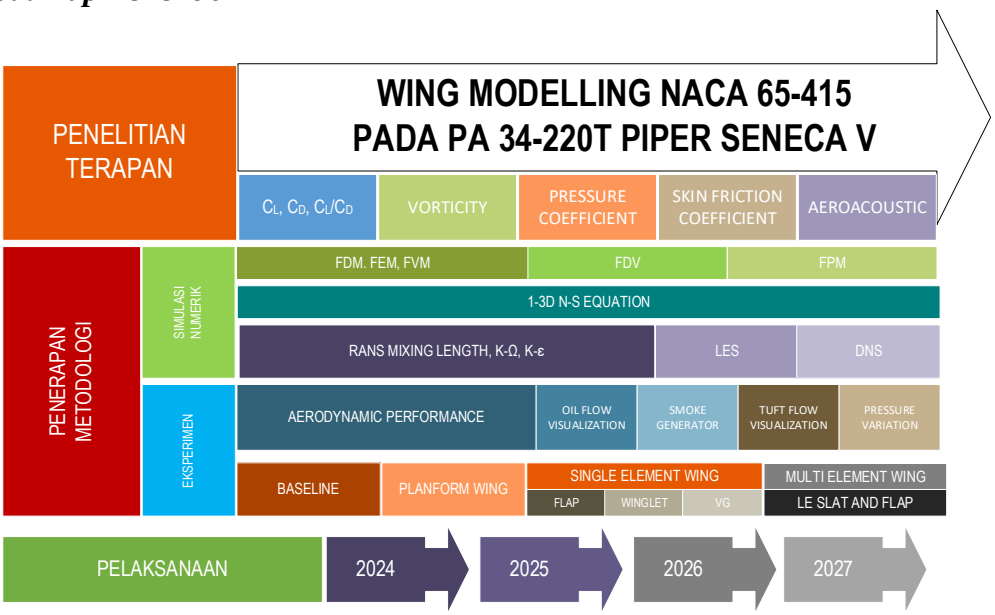
f. Semi-elliptical wing α = 15

g. Schuemann Wing α = 12º

h. Schuemann Wing α = 15º

Gambar 2.19. Pola main flow dan backflow sepanjang wingspan pada Re = 2.34 x 10^4

H. *Roadmap* Penelitian



Gambar 2.20. *Roadmap* Penelitian