

TESIS

KARAKTERISASI ALIRAN FLUIDA MELEWATI INTERAKSI MODEL VERTIKAL *STABILIZER* DENGAN *RUDDER* PESAWAT *MICROLIGHT* PPH-UNHAS

*Fluid Flow Characterization Through The Interaction Of Vertical Stabilizer
Model With Rudder Of PPH-UNHAS Microlight Aircraft*

HAMSA

D022202006



PROGRAM STUDI MAGISTER TEKNIK MESIN

DEPARTEMEN TEKNIK MESIN

FAKULTAS TEKNIK

UNIVERSITAS HASANUDDIN

GOWA

2024

LEMBAR PENGESAHAN

KARAKTERISASI ALIRAN FLUIDA MELEWATI INTERAKSI MODEL VERTIKAL *STABILIZER* DENGAN *RUDDER* PESAWAT *MICROLIGHT* PPH-UNHAS

Disusun dan diajukan oleh

HAMSA

D022202006

Telah dipertahankan di hadapan Panitia Ujian yang dibentuk dalam rangka
Penyelesaian Studi Program Magister Program Studi Teknik Mesin
Fakultas Teknik

Universitas Hasanuddin

pada tanggal 26 November 2024

dan dinyatakan telah memenuhi syarat kelulusan

Menyetujui
Komisi Penasehat,

Pembimbing Utama



Prof. Dr. Ir. H. Nasaruddin Salam, MT
NIP. 195912201986011001

Pembimbing Pendamping



Prof. Dr. Eng. Jalaluddin, ST., MT
NIP. 197208252000031001

Dekan Fakultas Teknik
Universitas Hasanuddin



Prof. Dr. Eng. Ir. Muhammad Isran Ramli,
ST., MT, IPM, ASEAN, Eng
NIP. 19730926 200012 1 002

Ketua Program Studi
Magister Teknik Mesin



Dr. Eng. Novriany Amaliyah, ST, MT
NIP. 197911122008122002

PERNYATAAN KEASLIAN TESIS DAN PELIMPAHAN HAK CIPTA

Yang bertanda tangan dibawah ini

Nama : Hamsa
Nomor mahasiswa : D022202006
Program studi : S2 Teknik Mesin

Dengan ini menyatakan bahwa, tesis berjudul “KARAKTERISASI ALIRAN FLUIDA MELEWATI INTERAKSI MODEL VERTIKAL *STABILIZER* DENGAN *RUDDER* PESAWAT *MICROLIGHT* PPH-UNHAS” adalah benar karya saya dengan arahan dari komisi pembimbing (Prof. Dr. Ir. H. Nasaruddin Salam, M.T dan Prof. Dr. Eng Jalaluddin, S.T., M.T). Karya ilmiah ini belum diajukan dan sedang tidak diajukan dalam bentuk apapun kepada perguruan tinggi mana pun. Sumber informasi yang berasal atau dikutip dari karya yang diterbitkan maupun tidak diterbitkan dari penulis lain telah disebutkan dalam teks dan dicantumkan dalam Daftar Pustaka tesis ini. Sebagian dari tesis ini telah dipublikasikan di prosiding “*The 2nd International Conference on Research in Engineering and Science Technology (IC-REST) 2024*” sebagai artikel dengan judul “*Characteristics of Drag Force and Side Force of Fluid Passing through Vertical Wing of Microlight Aircraft Model*”.

Dengan ini saya melimpahkan hak cipta dari karya tulis saya berupa tesis ini kepada Universitas Hasanuddin.

Gowa, 2 Desember 2024

Yang menyatakan

 Hamsa

KATA PENGANTAR

Alhamdulillah, puji syukur penulis panjatkan kehadirat Allah Subhanahu Wa Ta'ala atas rahmatnya sehingga tesis ini dapat diselesaikan.

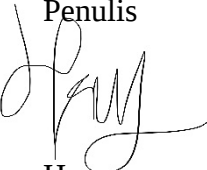
Penyusunan tesis ini penulis susun dalam rangka untuk menyelesaikan tesis yang merupakan salah satu persyaratan untuk menyelesaikan studi pada program magister di Departemen Teknik Mesin, Fakultas Teknik, Universitas Hasanuddin.

Terima kasih penulis ucapkan kepada mereka yang telah memberikan bantuan baik materi maupun moral, sehingga berkat bantuan nyalah setiap kendala yang penulis alami dalam penyusunan tesis dapat terselesaikan. Untuk itu dengan segala rasa hormat, penulis ucapkan terima kasih kepada:

1. Prof. Dr. Ir. H. Nasaruddin Salam, M.T sebagai pembimbing utama dan Prof. Dr. Eng Jalaluddin, S.T., M.T sebagai pembimbing pendamping. Yang telah dengan penuh kesabaran dan ketulusan memberikan ilmu dan bimbingan terbaik kepada penulis.
2. Prof. Dr. Ir. Luther Sule, M.T, Prof. Dr. Rustan Tarakka, S.T., M.T dan Dr. Eng. Novriany Amaliyah, S.T., M.T, sebagai komisi tim penguji. Telah memberikan masukan dan saran sehingga penulis dapat menyelesaikan penelitian ini dengan baik.
3. Kedua orang tua, saudara-saudara, serta seluruh keluarga atas dorongan, bimbingan, nasehat, serta doa restu selama menjalani pendidikan.
4. Rektor universitas Hasanuddin dan Dekan Fakultas Teknik Universitas Hasanuddin yang telah memfasilitasi saya menempuh program magister serta para dosen dan rekan-rekan dalam tim penelitian.
5. Bapak Afrison atas segala bentuk bantuan yang telah diberikan dalam pengerjaan instalasi alat uji serta penggunaan fasilitas dan peralatan di Laboratorium Mekanika Fluida Departemen Teknik Mesin Universitas Hasanuddin.
6. Para karyawan program studi magister Teknik Mesin Universitas Hasanuddin yang telah membantu penulis dalam proses administrasi.

7. Teman-teman yang telah memberikan dukungan, semangat dan doa yang tulus baik secara moril kepada penulis.

Penulis telah berusaha semaksimal mungkin agar tesis ini dapat terselesaikan dengan baik, namun keterbatasan dan kemampuan sehingga tesis ini tampil dengan segala kekurangannya. Oleh karena itu, penulis senantiasa membuka diri atas kritik dan saran yang bertujuan untuk menyempurnakan tesis ini. Akhir kata semoga tesis ini bermanfaat kedepannya, sekian dan terima kasih.

Penulis

Hamsa

ABSTRAK

HAMSA. Karakterisasi Aliran Fluida Melewati Interaksi Model Vertikal *Stabilizer* Dengan *Rudder* Pesawat *Microlight* Pph-Unhas (dibimbing oleh Nasaruddin salam dan Jalaluddin)

Model aerodinamika yang akurat merupakan hal yang penting dalam desain penerbangan dan metode pengendalian pesawat terbang. Dengan metode ini, pemahaman konsep-konsep yang berkaitan dengan aerodinamika, sistem propulsi, stabilitas, dan manufaktur telah meningkat secara signifikan. Penelitian ini bertujuan untuk menganalisa pengaruh sudut defleksi *rudder* pada model ekor vertikal pesawat microlight PPH-UNHAS terhadap karakteristik dengan menggunakan pengujian wind tunnel, simulasi *Computational Fluid Dynamics* (CFD), dan smoke flow. Ukuran model uji 1:20 dari ukuran asli dengan pengujian pada defleksi 0°, 5°, 10°, 15°, 20°, 25°, 30°, 35°, 40° dan 45° dengan masing-masing defleksi diterapkan pada kecepatan upstream 10 m/s, 12 m/s, 14 m/s, 16 m/s, 18 m/s, 20 m/s dan 22 m/s. Pada pengujian wind tunnel diperoleh data berupa drag coefficient (C_D) dan side coefficient (C_S), simulasi CFD berupa profil kontur koefisien tekanan serta smoke flow berupa profil aliran sesaat. Pada pengujian wind tunnel diperoleh nilai terbesar pada defleksi rudder 45° dengan nilai $C_D = 1.090$ pada $U = 10$ m/s dan defeksi rudder 25° dengan nilai $C_S = 1.809$ pada $U = 22$ m/s. Hal ini menunjukkan bahwa nilai optimum C_S berada pada defleksi rudder 25 dengan nilai terkecil $C_S = 1.541$ pada $U = 10$ m/s. Peningkatan serupa untuk C_S terlihat pada tiap kecepatan upstream dan C_D meningkat seiring dengan meningkatnya sudut defleksi rudder. Untuk pengujian CFD hanya difokuskan untuk memvalidasi pengujian smoke flow berupa kontur koefisien tekanan. Pada sudut defleksi 0°, aliran di sekitar *stabilizer* dan *rudder* tetap stabil dengan gaya *drag* yang minimal, sedangkan pada sudut 45°, aliran berubah menjadi turbulen dengan separasi yang besar, sehingga menghasilkan tekanan dan vortisitas yang rendah yang meningkatkan gaya *drag*.

Kata Kunci : Gaya *Side*, gaya *drag*, karakteristik aliran, vertical *stabilizer* dan *rudder*, sudut defleksi *rudder*

ABSTRACT

HAMSA. Characterization of Fluid Flow Through the Interaction of Vertical Stabilizer Model with Rudder of Microlight Aircraft Pph-Unhas (supervised by Nasaruddin salam and Jalaluddin).

Accurate aerodynamic models are important in aircraft flight design and control methods. With this method, the understanding of concepts related to aerodynamics, propulsion systems, stability, and manufacturing has been significantly improved. This study aims to analyze the effect of rudder deflection angle on the vertical tail model of PPH-UNHAS microlight aircraft on characteristics using wind tunnel testing, Computational Fluid Dynamics (CFD) simulation, and smoke flow. The size of the test model is 1:20 of the original size with testing at deflections of 0°, 5°, 10°, 15°, 20°, 25°, 30°, 35°, 40° and 45° with each deflection applied at upstream speeds of 10 m/s, 12 m/s, 14 m/s, 16 m/s, 18 m/s, 20 m/s and 22 m/s. In the wind tunnel test, data is obtained in the form of drag coefficients (C_D) and side coefficients (C_S), CFD simulation in the form of pressure coefficient contour profiles and smoke flow in the form of instantaneous flow profiles. In the wind tunnel test, the largest value was obtained at 45° rudder deflection with $C_D = 1.090$ at $U = 10$ m/s and 25° rudder deflection with $C_S = 1.809$ at $U = 22$ m/s. This indicates that the optimum value of C_S is at 25° rudder deflection with the smallest value of $C_S = 1.541$ at $U = 10$ m/s. A similar increase for C_S is seen at each upstream velocity and C_D increases as the rudder deflection angle increases. CFD testing was only focused on validating the smoke flow test in the form of pressure coefficient contours. At 0° deflection angle, the flow around the stabilizer and rudder remains stable with minimal drag, while at 45° angle, the flow turns turbulent with large separation, resulting in low pressure and vortices that increase drag.

Keywords: Side force, drag force, flow characteristics, vertical stabilizer and rudder, rudder deflection angle

DAFTAR ISI

SAMPUL.....	i
LEMBAR PENGESAHAN	ii
PERNYATAAN KEASLIAN TESIS DAN PELIMPAHAN HAK CIPTA	iii
KATA PENGANTAR	iv
ABSTRAK	vi
ABSTRACT	vii
DAFTAR ISI	viii
DAFTAR GAMBAR	xi
DAFTAR TABEL	xv
DAFTAR SINGKATAN DAN ARTI SIMBOL	xviii
BAB I PENDAHULUAN	1
1.1. Latar Belakang.....	1
1.2. Rumusan Masalah	5
1.3. Tujuan Penelitian.....	5
1.4. Batasan Masalah.....	5
1.5. Manfaat Penelitian.....	5
BAB II TINJAUAN PUSTAKA.....	7
2.1. Gaya dan Momen Aerodinamis Pesawat Terbang	7
2.2. Konfigurasi Ekor Pesawat	10
2.3. Pengertian Fluida.....	12
2.4. Lapisan Batas pada permukaan pelat datar	13
2.5. Mekanisme Terbentuknya Aliran Separasi	15
2.6. Gaya <i>Drag</i>	18
BAB III METODE PENELITIAN.....	21
3.1. Waktu Dan Tempat Penelitian.....	21
3.2. Jenis Dan Sumber Data	21
3.2.1 Jenis data kuantitatif.....	21
3.2.2 Jenis data kualitatif.....	21
3.2.3 Sumber data Primer	21
3.2.4 Sumber data sekunder	22
3.3. Desain vertikal <i>stabilizer</i> dan <i>rudder</i>	22
3.4. Model uji	23
3.5. Parameter Pengujian	26
3.6. Pendekatan Eksperimental.....	27

3.6.1	Pengujian wind tunnel	27
3.6.2	Pengujian visualisasi aliran	29
3.7.	Pendekatan Komputasi	32
3.8.	Validasi Data	34
3.9.	Diagram Alir Penelitian.....	35
BAB IV HASIL DAN PEMBAHASA		36
4.1	Analisis Data	36
4.2	Koefisien <i>drag</i>	37
4.3	Koefisien <i>side</i>	38
4.4	Koefisien <i>drag</i> dan koefisien <i>side</i>	40
4.4.1.	Hubungan koefisien drag dan koefisien side terhadap perubahan sudut defleksi untuk kecepatan 10 m/s.....	40
4.4.2.	Hubungan koefisien drag dan koefisien side terhadap perubahan sudut defleksi untuk kecepatan 12 m/s.....	41
4.4.3.	Hubungan koefisien drag dan koefisien side terhadap perubahan sudut defleksi untuk kecepatan 14 m/s.....	43
4.4.4.	Hubungan koefisien drag dan koefisien side terhadap perubahan sudut defleksi untuk kecepatan 16 m/s.....	44
4.4.5.	Hubungan koefisien drag dan koefisien side terhadap perubahan sudut defleksi untuk kecepatan 18 m/s.....	45
4.4.6.	Hubungan koefisien drag dan koefisien side terhadap perubahan sudut defleksi untuk kecepatan 20 m/s.....	46
4.4.7.	Hubungan koefisien drag dan koefisien side terhadap perubahan sudut defleksi untuk kecepatan 22 m/s.....	47
4.4.8.	Hubungan koefisien drag dan koefisien side terhadap perubahan sudut defleksi rudder untuk kecepatan 10 m/s - 22 m/s	48
4.5	Karakteristik Aliran.....	50
4.5.1.	Karakteristik aliran untuk pendekatan visualisai dan komputasi pada defleksi rudder 0°	51
4.5.2.	Karakteristik aliran untuk pendekatan visualisai dan komputasi pada defkesi rudder 5°	52
4.5.3.	Karakteristik aliran untuk pendekatan visualisai dan komputasi pada defkesi rudder 10°	54
4.5.4.	Karakteristik aliran untuk pendekatan visualisai dan komputasi pada defkesi rudder 15°	55
4.5.5.	Karakteristik aliran untuk pendekatan visualisai dan komputasi pada defkesi rudder 20°	57
4.5.6.	Karakteristik aliran untuk pendekatan visualisai dan komputasi pada defkesi rudder 25°	59

4.5.7. Karakteristik aliran untuk pendekatan visualisai dan komputasi pada defkasi rudder 30°	60
4.5.8. Karakteristik aliran untuk pendekatan visualisai dan komputasi pada defkasi rudder 35°	62
4.5.9. Karakteristik aliran untuk pendekatan visualisai dan komputasi pada defkasi rudder 40°	64
4.5.10. Karakteristik aliran untuk pendekatan visualisai dan komputasi pada defkasi rudder 45°	65
BAB V PENUTUP.....	68
5.1 KESIMPULAN	68
5.2 SARAN.....	69
DAFTAR PUSTAKA	70
LAMPIRAN.....	76
Lampiran A.....	76
Lampiran B.....	106

DAFTAR GAMBAR

Gambar 1 Sistem komponen gaya dan momen pada pesawat (White, 2002).....	8
Gambar 2 Uji penerbangan virtual terowongan angin (Tai et al., 2023)	9
Gambar 3 Rincian kontribusi terhadap hambatan total pesawat komersial dalam kondisi jelajah serta potensi pengurangan hambatan melalui berbagai strategi pengendalian aliran (Ricco et al., 2021)	9
Gambar 4 Jenis empennage pesawat (Soler, 2014).....	11
Gambar 5 Distorsi dari partikel fluida ketika mengalir di dalam lapisan batas (Munson et al., 2009).....	13
Gambar 6 Hambatan yang disebabkan gaya geser pada permukaan pelat datar...	14
Gambar 7 Profil Blasius dalam kesamaan variabel untuk lapisan batas tumbuh di atas piring datar semi-tak terbatas. Data eksperimental (lingkaran) ads di $Rex = 3,64 \times 10^5$ (Cengel & Cimbala, 2014).....	15
Gambar 8 Aliran lapisan batas dengan gradien tekanan (Kreith dan Guswami, 2005)	16
Gambar 9 Pengaruh gradien tekanan pada profil lapisan batas; P1= titik infleksi (White, 2002).....	17
Gambar 10 Kriteria tanda defleksi kemudi	19
Gambar 11 Gaya <i>drag</i> pada pelat datar yang normal terhadap aliran tergantung pada tekanan dan tidak tergantung pada geser dinding, yang bekerja normal pada aliran aliran bebas (Cengel & Cimbala, 2014).....	20
Gambar 12 Pesawat <i>microlight</i> PPH-UNHAS.....	22
Gambar 13 Ekor vertikal pesawat <i>microlight</i> PPH-UNHAS.....	23
Gambar 14 Skema benda uji vertikal tail pesawat <i>microlight</i> PPH-UNHAS:.....	23
Gambar 15 <i>Wind tunnel</i>	27
Gambar 16 Skema eksperimen <i>wind tunnel</i>	27
Gambar 17 <i>Wind tunnel smoke flow</i>	29
Gambar 18 Skema visualisasi <i>smoke flow</i>	30
Gambar 19 Diagram Alir Penelitian	35
Gambar 20 Hubungan koefisien <i>drag</i> (CD) terhadap sudut defleksi (δ) pada 7 tingkatan kecepatan udara (U).....	38
Gambar 21 Hubungan koefisien <i>side</i> (CS) terhadap sudut defleksi (δ) menampilkan a. Grafik eksperimental dan b. Grafik penelitian terdahulu (Leelaburanathanakul et al., 2021)	39
Gambar 22 Hubungan koefisien <i>drag</i> (CD) dan <i>side</i> (CS) pada tiap perubahan sudut defleksi (δ) <i>rudder</i> untuk kecepatan udara (U) 10 m/s	41

Gambar 23 Hasil perhitungan koefisien <i>drag</i> (CD) dan <i>side</i> (C_S) pada tiap perubahan sudut defleksi (δ) <i>rudder</i> untuk kecepatan udara (U) 12 m/s	42
Gambar 24 Hasil perhitungan koefisien <i>drag</i> (CD) dan <i>side</i> (C_S) pada tiap perubahan sudut defleksi (δ) <i>rudder</i> untuk kecepatan udara (U) 14 m/s	43
Gambar 25 Hasil perhitungan koefisien <i>drag</i> (CD) dan <i>side</i> (C_S) pada tiap perubahan sudut defleksi (δ) <i>rudder</i> untuk kecepatan udara (U) 16 m/s	44
Gambar 26 Hubungan koefisien <i>drag</i> dan koefisien <i>side</i> terhadap perubahan sudut defleksi untuk kecepatan 18 m/s.....	45
Gambar 27 Hasil perhitungan koefisien <i>drag</i> (CD) dan <i>side</i> (C_S) pada tiap perubahan sudut defleksi (δ) <i>rudder</i> untuk kecepatan udara (U) 20 m/s	46
Gambar 28 Hasil perhitungan koefisien <i>drag</i> (CD) dan <i>side</i> (C_S) pada tiap perubahan sudut defleksi (δ) <i>rudder</i> untuk kecepatan udara (U) 22 m/s	48
Gambar 29 Hasil perhitungan koefisien <i>drag</i> (CD) dan <i>side</i> (C_S) pada tiap perubahan sudut defleksi (δ) <i>rudder</i> pada tiap tingkatan kecepatan udara (U).....	49
Gambar 30 Karakteristik aliran pada defleksi <i>rudder</i> 0° dengan kecepatan <i>upstream</i> 10 m/s	51
Gambar 31 Karakteristik aliran pada defleksi <i>rudder</i> 0° dengan kecepatan <i>upstream</i> 16 m/s	51
Gambar 32 Karakteristik aliran pada defleksi <i>rudder</i> 0° dengan kecepatan <i>upstream</i> 22 m/s	51
Gambar 33 Karakteristik aliran pada defleksi <i>rudder</i> 5° dengan kecepatan <i>upstream</i> 10 m/s	52
Gambar 34 Karakteristik aliran pada defleksi <i>rudder</i> 5° dengan kecepatan <i>upstream</i> 16 m/s	53
Gambar 35 Karakteristik aliran pada defleksi <i>rudder</i> 5° dengan kecepatan <i>upstream</i> 22 m/s	53
Gambar 36 Karakteristik aliran pada defleksi <i>rudder</i> 10° dengan kecepatan <i>upstream</i> 10 m/s.....	54
Gambar 37 Karakteristik aliran pada defleksi <i>rudder</i> 10° dengan kecepatan <i>upstream</i> 16 m/s.....	54
Gambar 38 Karakteristik aliran pada defleksi <i>rudder</i> 10° dengan kecepatan <i>upstream</i> 22 m/s.....	55
Gambar 39 Karakteristik aliran pada defleksi <i>rudder</i> 15° dengan kecepatan <i>upstream</i> 10 m/s.....	56

Gambar 40	Karakteristik aliran pada defleksi <i>rudder</i> 15° dengan kecepatan <i>upstream</i> 16 m/s.....	56
Gambar 41	Karakteristik aliran pada defleksi <i>rudder</i> 15° dengan kecepatan <i>upstream</i> 22 m/s.....	56
Gambar 42	Karakteristik aliran pada defleksi <i>rudder</i> 20° dengan kecepatan <i>upstream</i> 10 m/s.....	57
Gambar 43	Karakteristik aliran pada defleksi <i>rudder</i> 20° dengan kecepatan <i>upstream</i> 16 m/s.....	57
Gambar 44	Karakteristik aliran pada defleksi <i>rudder</i> 20° dengan kecepatan <i>upstream</i> 22 m/s.....	58
Gambar 45	Karakteristik aliran pada defleksi <i>rudder</i> 25° dengan kecepatan <i>upstream</i> 10 m/s.....	59
Gambar 46	Karakteristik aliran pada defleksi <i>rudder</i> 25° dengan kecepatan <i>upstream</i> 16 m/s.....	59
Gambar 47	Karakteristik aliran pada defleksi <i>rudder</i> 25° dengan kecepatan <i>upstream</i> 22 m/s.....	59
Gambar 48	Karakteristik aliran pada defleksi <i>rudder</i> 30° dengan kecepatan <i>upstream</i> 10 m/s.....	61
Gambar 49	Karakteristik aliran pada defleksi <i>rudder</i> 30° dengan kecepatan <i>upstream</i> 16 m/s.....	61
Gambar 50	Karakteristik aliran pada defleksi <i>rudder</i> 30° dengan kecepatan <i>upstream</i> 22 m/s.....	61
Gambar 51	Karakteristik aliran pada defleksi <i>rudder</i> 35° dengan kecepatan <i>upstream</i> 10 m/s.....	62
Gambar 52	Karakteristik aliran pada defleksi <i>rudder</i> 35° dengan kecepatan <i>upstream</i> 16 m/s.....	63
Gambar 53	Karakteristik aliran pada defleksi <i>rudder</i> 35° dengan kecepatan <i>upstream</i> 22 m/s.....	63
Gambar 54	Karakteristik aliran pada defleksi <i>rudder</i> 40° dengan kecepatan <i>upstream</i> 10 m/s.....	64
Gambar 55	Karakteristik aliran pada defleksi <i>rudder</i> 40° dengan kecepatan <i>upstream</i> 16 m/s.....	64
Gambar 56	Karakteristik aliran pada defleksi <i>rudder</i> 40° dengan kecepatan <i>upstream</i> 22 m/s.....	65
Gambar 57	Karakteristik aliran pada defleksi <i>rudder</i> 45° dengan kecepatan <i>upstream</i> 10 m/s.....	66
Gambar 58	Karakteristik aliran pada defleksi <i>rudder</i> 45° dengan kecepatan <i>upstream</i> 16 m/s.....	66
Gambar 59	Karakteristik aliran pada defleksi <i>rudder</i> 45° dengan kecepatan <i>upstream</i> 22 m/s.....	66

Gambar B. 1 Model spesimen pwngujian <i>wind tunnel</i>	106
Gambar B. 2 Model spesimen pwngujian <i>smoke flow</i>	107
Gambar B. 3 Proses pengujian <i>wind tunnel</i>	107
Gambar B. 4 Proses pengujian <i>smoke flow</i>	108
Gambar B. 5 Proses pengujian CFD	108
Gambar B. 6 Proses presentasi artikel Conference; The 2 nd International Conference on Research in Engineering Science Technology (IC-REST) 2024	109

DAFTAR TABEL

Tabel 1 Model uji sayap vertikal pesawat <i>microlight</i> PPH-UNHAS.....	24
Tabel 2 Kondisi batas model uji.....	33
Tabel 3 Hasil perhitungan koefisien <i>drag</i> (C_D) pada tiap perubahan sudut defleksi (δ) <i>rudder</i> untuk tiap tingkat kecepatan (U)	37
Tabel 4 Hasil perhitungan koefisien <i>side</i> (C_S) pada tiap perubahan sudut defleksi (δ) <i>rudder</i> untuk tiap tingkat kecepatan udara (U).....	39
Tabel 5 Hasil perhitungan koefisien <i>drag</i> (CD) dan <i>side</i> (C_S) pada tiap perubahan sudut defleksi (δ) <i>rudder</i> untuk kecepatan udara (U) 10 m/s.....	40
Tabel 6 Hasil perhitungan koefisien <i>drag</i> (CD) dan <i>side</i> (C_S) pada tiap perubahan sudut defleksi (δ) <i>rudder</i> untuk kecepatan udara (U) 12 m/s.....	42
Tabel 7 Hasil perhitungan koefisien <i>drag</i> (CD) dan <i>side</i> (C_S) pada tiap perubahan sudut defleksi (δ) <i>rudder</i> untuk kecepatan udara (U) 14 m/s.....	43
Tabel 8 Hasil perhitungan koefisien <i>drag</i> (CD) dan <i>side</i> (C_S) pada tiap perubahan sudut defleksi (δ) <i>rudder</i> untuk kecepatan udara (U) 16 m/s.....	44
Tabel 9 Hasil perhitungan koefisien <i>drag</i> (CD) dan <i>side</i> (C_S) pada tiap perubahan sudut defleksi (δ) <i>rudder</i> untuk kecepatan udara (U) 18 m/s.....	45
Tabel 10 Hasil perhitungan koefisien <i>drag</i> (CD) dan <i>side</i> (C_S) pada tiap perubahan sudut defleksi (δ) <i>rudder</i> untuk kecepatan udara (U) 20 m/s.....	46
Tabel 11 Hasil perhitungan koefisien <i>drag</i> (CD) dan <i>side</i> (C_S) pada tiap perubahan sudut defleksi (δ) <i>rudder</i> untuk kecepatan udara (U) 22 m/s.....	47
Tabel 12 Hasil perhitungan koefisien <i>drag</i> (CD) dan <i>side</i> (C_S) pada tiap perubahan sudut defleksi (δ) <i>rudder</i> pada tiap tingkatan kecepatan udara (U)	49
Tabel A. 1 Perrubahan kecepatan <i>upstream</i>	76
Tabel A. 2 Perubahan sudut defleksi <i>rudder</i>	76
Tabel A. 3 Luas proyeksi <i>stabilizer</i> dan <i>rudder</i> untuk tiap perubahan sudut defleksi	76
Tabel A. 4 Rentang karakteristik vertikal <i>stabilizer</i> dan <i>rudder</i> untuk tiap perubahan sudut defleksi.....	77
Tabel A. 5 Kecepatan <i>upstream</i> (U) dan bilangan Reynolds (Re) untuk tiap perubahan sudut defleksi <i>rudder</i>	77

Tabel A. 6 Nilai gaya <i>drag</i> (F_D) pendekatan eksperimental untuk tiap tingkat perubahan sudut defleksi <i>rudder</i> pada 7 tingkat kecepatan.....	78
Tabel A. 7 Nilai gaya <i>side</i> (F_S) pendekatan eksperimental untuk tiap tingkat perubahan sudut defleksi <i>rudder</i> pada 7 tingkat kecepatan.....	78
Tabel A. 8 Nilai koefisien <i>drag CD</i> pendekatan eksperimental untuk tiap tingkat perubahan sudut defleksi <i>rudder</i> pada 7 tingkat kecepatan.....	78
Tabel A. 9 Nilai koefisien <i>drag CD</i> pendekatan eksperimental untuk tiap tingkat perubahan sudut defleksi <i>rudder</i> pada 7 tingkat kecepatan.....	79
Tabel A. 10 Visualisasi aliran melintasi <i>stabilizer</i> dan <i>rudder</i> untuk sudut ($\delta = 0^\circ$) dengan kecepatan $U = 12$ m/s, 14 m/s, 18 m/s, dan 20 m/s.....	79
Tabel A. 11 Karakteristik aliran melintasi <i>stabilizer</i> dan <i>rudder</i> untuk sudut ($\delta = 5^\circ$) dengan kecepatan $U = 12$ m/s, 14 m/s, 18 m/s, dan 20 m/s.....	80
Tabel A. 12 Karakteristik aliran melintasi <i>stabilizer</i> dan <i>rudder</i> untuk sudut ($\delta = 10^\circ$) dengan kecepatan $U = 12$ m/s, 14 m/s, 18 m/s, dan 20 m/s.....	82
Tabel A. 13 Karakteristik aliran melintasi <i>stabilizer</i> dan <i>rudder</i> untuk sudut ($\delta = 15^\circ$) dengan kecepatan $U = 12$ m/s, 14 m/s, 18 m/s, dan 20 m/s.....	83
Tabel A. 14 Karakteristik aliran melintasi <i>stabilizer</i> dan <i>rudder</i> untuk sudut ($\delta = 20^\circ$) dengan kecepatan $U = 12$ m/s, 14 m/s, 18 m/s, dan 20 m/s.....	84
Tabel A. 15 Karakteristik aliran melintasi <i>stabilizer</i> dan <i>rudder</i> untuk sudut ($\delta = 25^\circ$) dengan kecepatan $U = 12$ m/s, 14 m/s, 18 m/s, dan 20 m/s.....	86
Tabel A. 16 Karakteristik aliran melintasi <i>stabilizer</i> dan <i>rudder</i> untuk sudut ($\delta = 30^\circ$) dengan kecepatan $U = 12$ m/s, 14 m/s, 18 m/s, dan 20 m/s.....	87
Tabel A. 17 Karakteristik aliran melintasi <i>stabilizer</i> dan <i>rudder</i> untuk sudut ($\delta = 35^\circ$) dengan kecepatan $U = 12$ m/s, 14 m/s, 18 m/s, dan 20 m/s.....	88
Tabel A. 18 Karakteristik aliran melintasi <i>stabilizer</i> dan <i>rudder</i> untuk sudut ($\delta = 40^\circ$) dengan kecepatan $U = 12$ m/s, 14 m/s, 18 m/s, dan 20 m/s.....	90
Tabel A. 19 Karakteristik aliran melintasi <i>stabilizer</i> dan <i>rudder</i> untuk sudut ($\delta = 45^\circ$) dengan kecepatan $U = 12$ m/s, 14 m/s, 18 m/s, dan 20 m/s.....	91
Tabel A. 20 Profil kontur tekanan pada <i>stabilizer</i> dan <i>rudder</i> untuk sudut ($\delta = 0^\circ$) dengan kecepatan $U = 12$ m/s, 14 m/s, 18 m/s, dan 20 m/s.....	93
Tabel A. 21 Profil kontur tekanan pada <i>stabilizer</i> dan <i>rudder</i> untuk sudut ($\delta = 5^\circ$) dengan kecepatan $U = 12$ m/s, 14 m/s, 18 m/s, dan 20 m/s.....	94
Tabel A. 22 Profil kontur tekanan pada <i>stabilizer</i> dan <i>rudder</i> untuk sudut ($\delta = 10^\circ$) dengan kecepatan $U = 12$ m/s, 14 m/s, 18 m/s, dan 20 m/s.....	95
Tabel A. 23 Profil kontur tekanan pada <i>stabilizer</i> dan <i>rudder</i> untuk sudut ($\delta = 15^\circ$) dengan kecepatan $U = 12$ m/s, 14 m/s, 18 m/s, dan 20 m/s.....	97
Tabel A. 24 Profil kontur tekanan pada <i>stabilizer</i> dan <i>rudder</i> untuk sudut ($\delta = 20^\circ$) dengan kecepatan $U = 12$ m/s, 14 m/s, 18 m/s, dan 20 m/s.....	98
Tabel A. 25 Profil kontur tekanan pada <i>stabilizer</i> dan <i>rudder</i> untuk sudut ($\delta = 25^\circ$) dengan kecepatan $U = 12$ m/s, 14 m/s, 18 m/s, dan 20 m/s.....	99

Tabel A. 26 Profil kontur tekanan pada <i>stabilizer</i> dan <i>rudder</i> untuk sudut ($\delta = 30^\circ$) dengan kecepatan $U = 12 \text{ m/s}$, 14 m/s , 18 m/s , dan 20 m/s	101
Tabel A. 27 Profil kontur tekanan pada <i>stabilizer</i> dan <i>rudder</i> untuk sudut ($\delta = 35^\circ$) dengan kecepatan $U = 12 \text{ m/s}$, 14 m/s , 18 m/s , dan 20 m/s	102
Tabel A. 28 Profil kontur tekanan pada <i>stabilizer</i> dan <i>rudder</i> untuk sudut ($\delta = 40^\circ$) dengan kecepatan $U = 12 \text{ m/s}$, 14 m/s , 18 m/s , dan 20 m/s	103
Tabel A. 29 Profil kontur tekanan pada <i>stabilizer</i> dan <i>rudder</i> untuk sudut ($\delta = 45^\circ$) dengan kecepatan $U = 12 \text{ m/s}$, 14 m/s , 18 m/s , dan 20 m/s	105

DAFTAR SINGKATAN DAN ARTI SIMBOL

Lambang/Singkatan	Arti dan Keterangan
A	Luas permukaan proyeksi (m^2)
C_D	<i>Drag coefficient</i>
C_S	<i>Side coefficient</i>
b	Panjang karakteristik (m)
F_D	<i>Drag force</i> (N)
F_S	<i>Side Force</i> (N)
Re	<i>Reynolds number</i>
U	<i>Inlet airspeed to the wind tunnel</i> (m/s)
ρ	<i>Air density</i> (kg/m^3)
ν	<i>The kinematic velocity of air</i> (m^2/s)
μ	viskositas dinamis fluida ($\frac{kg}{m \cdot s}$)

BAB I

PENDAHULUAN

1.1. Latar Belakang

Infrastruktur dan teknologi penerbangan di Indonesia telah mengalami kemajuan dari waktu ke waktu (Angeline Rerung et al., 2020). Dengan berkembangnya pesawat terbang sebagai alat transportasi, pengguna pesawat terbang dapat melakukan perjalanan ke tempat yang relatif jauh dengan lebih efektif dari segi waktu (Muchammad, 2019). Salah satu contoh pengembangan tersebut adalah pesawat *microlight* PPH-UNHAS. Pesawat *microlight* PPH-UNHAS, yang dirakit oleh UNHAS, dapat mengangkut dua penumpang dan memiliki satu baling-baling dengan konfigurasi ekor jenis konvensional. Pada konfigurasi ekor konvensional pesawat *microlight* PPH-UNHAS, *stabilizer* horizontal ditempatkan sejajar dengan mesin pesawat yang berada di bawah airfoil, dan stabilisator vertikal ditempatkan di atas stabilisator horizontal.

Pesawat udara biasanya terdiri dari beberapa komponen utama, yaitu badan pesawat (*fuselage*), *wing*, rakitan ekor pesawat (*empennage*), *landing gear*, dan *powerplant* (Rabeta et al., 2017). Untuk mengendalikan gerakan pesawat, digunakan permukaan kontrol standar seperti aileron, *rudder*, dan elevator (Erturk dan Dogan, 2017). Ekor vertikal memiliki peran penting dalam menjaga stabilitas pesawat, termasuk dalam redaman yaw, pendaratan saat angin samping (*crosswind*), serta ketahanan terhadap dinamika asimetris (Whalen et al., 2018). Salah satu aspek dari stabilitas dan kontrol pesawat adalah menjaga keseimbangan pada sudut kemiringan yang diinginkan (Nelson, 1998).

Model aerodinamis akurat penting untuk perancangan metode pengendalian penerbangan dan pesawat. Model aerodinamis diperoleh melalui pengujian terowongan angin yang akurat dan pengujian uji terbang nyata yang mahal namun andal (B. Barlow et al., 1999); (Tai et al., 2024).

Dalam menentukan karakteristik pergerakan dan kualitas penerbangan, metode uji terowongan angin standar harus menetapkan model berdasarkan data pengujian gaya statis dan dinamis (Jansen et al., 2018);(Fu et al., 2022). Dengan cara ini, telah terjadi peningkatan yang signifikan dalam pemahaman konsep yang berkaitan dengan aerodinamis, sistem propulsi, stabilitas dan manufaktur (Sonwane et al., 2024).

Dalam perancangan pesawat baru harus mempertimbangkan konfigurasi karakteristik penerbangan (Parancheerivilakkathil et al., 2024). Sebagian besar gaya aerodinamis untuk kendaraan penerbangan umum berasal dari permukaan pengangkat yang berbeda, seperti sayap dan kemudi (Mi, 2021). Ukuran empennage, khususnya yang berkaitan dengan ekor vertikal yang bertanggung jawab untuk stabilitas dan kontrol yaw pesawat, juga berperan dalam keselamatan, kinerja serta kualitas penerbangan. Karena kondisi stall tidak boleh dicapai, ukuran dan bentuk permukaan ekor horizontal dan vertikal hampir secara eksklusif didasarkan pada pertimbangan stabilitas dan kontrol, yang biasanya beroperasi hanya pada sebagian kecil dari kapasitas angkatnya (Ciliberti et al., 2017). Dua faktor yang mempunyai pengaruh signifikan terhadap selubung penerbangan pesawat adalah aeroelastisitas dan dinamika penerbangan (Y. Liu & Xie, 2018).

Menurut Ciliberti et al., (2017); Corte et al., (2019); Andino et al., (2019) dalam eksperimen yang menggunakan terowongan angin, para peneliti menemukan bahwa mengubah, memindahkan, dan memperluas komponen konfigurasi dapat mempengaruhi perilaku aerodinamis aliran di sekitar model. Hal ini mencakup efek interferensi aerodinamis, momen gaya, tekanan permukaan, dan data visualisasi aliran. Selain itu, penerapan aliran kontrol aktif (AFC) pada konfigurasi pengangkatan tinggi sederhana dapat mengurangi konsumsi bahan bakar sebesar 2,25% (Hartwich et al., 2017). Andino et al., (2019) telah melakukan penelitian mengenai kontrol aliran aktif pada model ekor vertikal dengan ketebalan relatif 12% di bawah sponsor proyek NASA. Hasil penelitian tersebut menunjukkan bahwa pancaran dari *trailing edge stabilizer* vertikal secara signifikan meningkatkan koefisien

gaya lateral ekor vertikal. Selain itu, koefisien momentum hambusan sebesar 2% dapat meningkatkan gaya lateral lebih dari 50% pada sudut defleksi *rudder* maksimum tanpa *yaw*.

Fenomena aliran di sekitar ekor vertikal memiliki cakupan yang sangat luas, sehingga potensi penelitian terhadap aliran fluida juga besar. Dalam penelitian dilakukan oleh Löffler et al., (2018); Scholz et al., (2020); Mokhtari et al., (2020) menunjukkan bahwa kontrol aliran aktif di tepi depan dan engsel penstabil pada *stabilizer* ekor vertikal dapat meningkatkan pemisahan aliran dan mengurangi hambatan pada sudut selip lateral yang besar. Fenomena aliran disekitar ekor pesawat kerap kali menimbulkan peristiwa merugikan yang diakibatkan gesekan antara aliran fluida dengan benda uji sehingga menimbulkan daerah yang lemah di sekitar bodi atau benda uji. Penyelidikan secara numerik juga telah dilakukan untuk mengetahui perilaku aliran di sekitar model setengah badan atau ekor telah dilakukan oleh Mokhtari et al., (2020) pada kecepatan konstan 90 m/s dengan variasi sudut serang tubuh dan sudut defleksi ekor pada gaya normal. Hasil penelitian menunjukan bahwa dengan meningkatnya sudut serang atau sudut defleksi, tekanan meningkat dan area bertekanan tinggi meluas ke permukaan ekor pengendali yang menghadap aliran. Selain itu, koefisien gaya normal pada ekor di sebagian besar sudut serang lebih besar daripada sudut defleksi karena efek tubuh dan *vortices* yang dihasilkan. Cao et al., (2023) telah mempelajari mengenai kontrol aliran model ekor vertikal berbasis jet berosilasi secara eksperimental. Hasil menunjukan bahwa jet berosilasi yang diterapkan pada *trailing edge* dari *stabilizer* dapat secara signifikan meningkatkan gaya lateral ekor vertikal pada sudut selip samping -10° , sudut defleksi kemudi 40° , dan kondisi bilangan Reynolds eksperimental $2,12 \times 10^5$, peningkatan gaya lateral dapat mencapai 36,5% saat kontrol aliran diterapkan.

Dengan kurangnya ekor vertikal mengakibatkan stabilitas statis yang tidak memadai pada arah yang menyebabkan tantangan dalam mempertahankan kendali sikap arah (Zhao et al., 2023). Pada pesawat tradisional, ekor vertikal adalah elemen utama yang bertanggung jawab untuk menghasilkan gaya *side* dan menstabilkan arah pesawat, sedangkan badan

pesawat memiliki dampak minimal terhadap stabilitas arah. Turunan peredaman yaw pada pesawat konvensional terutama berasal dari efek gabungan ekor vertikal dan badan sayap, dengan ekor vertikal berkontribusi sekitar 80% - 90% dari total peredaman yaw pesawat (Wang, Zhang, et al., 2022).

Penelitian ini berfokus pada kajian sayap vertikal pesawat *microlight* PPH-UNHAS, yang merupakan komponen krusial dalam menentukan stabilitas dan kendali arah pesawat. Stabilitas dan kontrol yaw pesawat sangat bergantung pada desain ekor vertikal dan ukuran *empennage* yang tepat. Ketidakseimbangan dalam desain ini dapat mengakibatkan kegagalan pada keseluruhan struktur pesawat. Pada tahap awal desain pesawat, stabilitas dan pengendalian seringkali dinilai menggunakan metode semi-empiris, yang menggabungkan hasil eksperimen dan asumsi teoritis. Fenomena aliran udara di sekitar ekor vertikal merupakan bidang penelitian yang kaya dengan potensi, terutama dengan perkembangan teknologi terkini. Salah satu aspek penting dalam desain ekor vertikal adalah koefisien gaya *side* dan *drag*, yang secara langsung mempengaruhi stabilitas pesawat.

Hal inilah yang mendasari untuk melakukan penelitian pada pesawat *microlight* PPH-UNHAS. Dalam studi kali ini, peneliti melakukan karakterisasi aliran fluida melewati interaksi model vertikal *stabilizer* dengan *rudder* pada pesawat *microlight* PPH-UNHAS. Pemodelan benda uji berukuran 1:25 melalui percobaan di terowongan angin dengan perubahan sudut *rudder* dan pengujian dilakukan secara eksperimental untuk mengetahui karakteristik aliran fluida melewati interaksi model vertikal *stabilizer* dengan *rudder*. Penelitian ini sejalan dengan pendapat Obert (2009) yang menyatakan bahwa stabilitas dan kontrol pesawat harus dijaga, bahkan pada sudut *sideslip* besar seperti 25° , di mana struktur ekor tradisional berperan penting dalam mempertahankan stabilitas longitudinal dan lateral (Hu et al., 2024).

1.2. Rumusan Masalah

Adapun permasalahan yang diangkat berdasarkan latar belakang tersebut dapat dirumuskan sebagai berikut:

1. Bagaimana pengaruh perubahan sudut *rudder* pada model ekor vertikal terhadap karakteristik aliran fluida?
2. Bagaimana pengaruh perubahan sudut *rudder* model ekor vertikal terhadap koefisien gaya *drag* dan koefisien gaya *side* yang dihasilkan?
3. Menganalisis visualisasi aliran terhadap perubahan sudut *rudder*?

1.3. Tujuan Penelitian

1. Menganalisis pengaruh perubahan sudut *rudder* pada model ekor vertikal terhadap karakteristik aliran fluida.
2. Menganalisis pengaruh perubahan sudut *rudder* model ekor vertikal terhadap koefisien gaya *drag* dan koefisien gaya *side* yang dihasilkan.
3. Menganalisis visualisasi aliran terhadap perubahan sudut *rudder*.

1.4. Batasan Masalah

1. Geometri vertika *stabilizer* dan *rudder* yang dimodelkan berdasarkan objek yang dikaji adalah pesawat *microlight* PPH-UNHAS.
2. Dimensi vertika *stabilizer* dan *rudder* yang diuji adalah 1: 25 dari versi asli.
3. Pengujian menggunakan metode eksperimental.
4. Aliran fluida dalam kondisi *steady*.
5. Benda uji berupa vertikal *stabilizer* dan *rudder* menggunakan *polycarbonate*.
6. Perubahan sudut *rudder* yang ditinjau sebesar 0° , 5° , 10° , 15° , 20° , 25° , 30° , 35° , 40° dan 45° .
7. Tingkatan kecepatan udara yang ditinjau sebesar 10 m/s, 12 m/s, 14 m/s, 16 m/s, 18 m/s, 20 m/s dan 22 m/s.

1.5. Manfaat Penelitian

Adapun manfaat yang diharapkan dari hasil penelitian ini adalah:

1. Untuk memberi informasi tentang seberapa besar pengaruh karakteristik aliran fluida melewati interaksi vertikal *stabilizer* dan *rudder*.

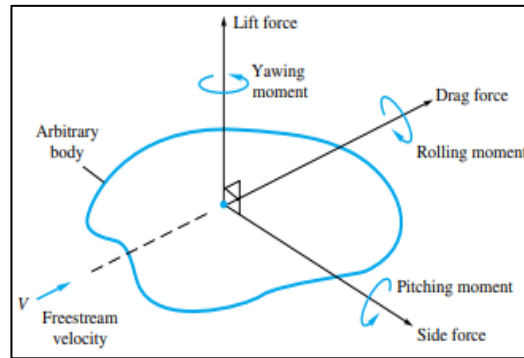
2. Hasil penelitian ini diharapkan dapat menjadi referensi untuk penelitian lebih lanjut yang berkaitan dengan karakteristik aliran fluida melewati interaksi vertikal *stabilizer* dan *rudder*.

BAB II

TINJAUAN PUSTAKA

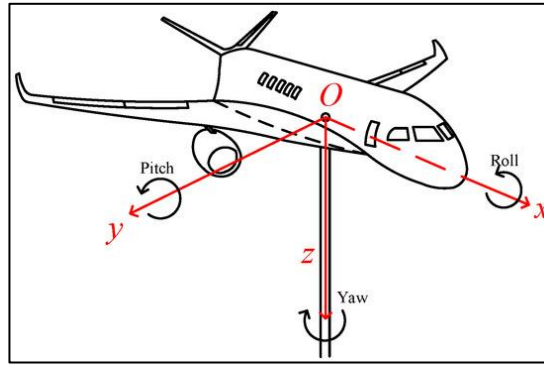
2.1. Gaya dan Momen Aerodinamis Pesawat Terbang

Udara yang mengalir melewati pesawat mengalami perubahan kecepatan dan tekanan sesuai dengan persamaan Bernoulli, dengan viskositas udara menyebabkan gaya gesek yang menghasilkan gaya dan momen aerodinamis pada pesawat (Houghton et al., 2012). Dalam konfigurasi berekor rasio aspek rendah harus memenuhi persyaratan aerodinamika, struktural, dan Radar siluman, termasuk rasio *lift-to-drag*, *trim pitching*, dan pemuatan, dengan karakteristik seperti momen *zero-pitching*, koefisien *lift* desain jelajah, dan rasio *lift-to-drag* maksimum yang optimal, serta karakteristik *drag divergence* menguntungkan dan kinerja aerodinamis yang baik pada kondisi berbagai kecepatan (Z. Liu et al., 2021). Spesifikasi lingkungan, seperti hembusan atmosfer, menjadi prasyarat penting dalam desain, penilaian, dan sertifikasi pesawat terbang dan sistem kontrolnya, karena dapat mempengaruhi beban aerodinamis dan struktural, serta kinerja dinamis penerbangan (Wu et al., 2019). Desain konseptual pesawat melibatkan penentuan parameter seperti berat lepas landas, luas sayap, dan dorong statis permukaan laut, dengan fokus utama pada pengendalian berat untuk memenuhi kinerja penerbangan, yang dipengaruhi erat oleh parameter lainnya, sehingga menjadikannya masalah optimasi multi-parameter yang kompleks (Shi, 2024). Karakteristik keselamatan penting pesawat sipil (Crashworthiness) yang mengacu pada kemampuan struktur pesawat melindungi penumpang dalam kecelakaan, dievaluasi melalui uji tabrakan pada bagian badan pesawat dan pesawat skala penuh, serta prioritas peneliti menggunakan uji tabrakan vertikal pada badan pesawat (Xi et al., 2024).



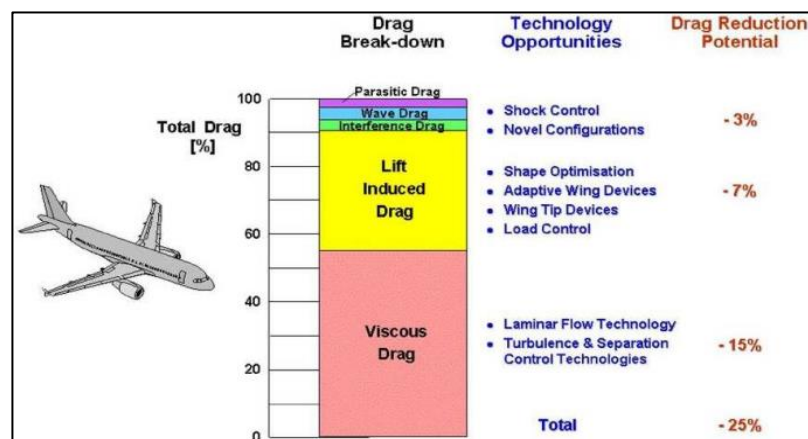
Gambar 1 Sistem komponen gaya dan momen pada pesawat (White, 2002)

Ketika benda berbentuk berubah-ubah dalam aliran fluida, ia akan mengalami gaya dan momen aerodinamis di sepanjang tiga sumbu koordinat (gambar 1). Gaya yang beroperasi sepanjang sumbu aliran disebut *drag*, sedangkan momen di sekitar sumbu ini disebut *rolling moment*. *Lift*, gaya yang tegak lurus terhadap *drag*, menahan beban tubuh melawan aliran, sementara momen terhadap sumbu *lift* disebut *yaw*. Gaya *side* merupakan komponen ketiga, dengan momen di sekitar sumbu ini disebut *pitching moment* (White, 2002). Mengidentifikasi parameter aerodinamis dan melakukan studi dinamika pesawat berdasarkan penerbangan uji pada pesawat yang sebenarnya merupakan proses yang mahal dan berisiko tinggi, terutama dalam upaya untuk meningkatkan efisiensi aerodinamis dengan desain pesawat sayap panjang dan ramping yang dapat menimbulkan efek aeroelastik yang mengganggu (Morelli, 2012 ; Grauer & Boucher, 2019). Pada fase awal desain pesawat, simulasi penerbangan virtual dapat dilakukan di *wind tunnel* untuk dinamis memperagakan model uji, kemudian mengidentifikasi parameter aerodinamis dan membandingkan dengan data pengukuran gaya dari pengujian *wind tunnel* konvensional untuk koreksi dan validasi (Guo et al., 2017 ; Wang et al., 2022).



Gambar 2 Uji penerbangan virtual terowongan angin (Tai et al., 2023)

Dalam uji penerbangan virtual terowongan angin (Gambar 2), model uji dihubungkan ke batang pendukung melalui mekanisme rotasi dan dipasang di terowongan angin. Model tetap secara linier tetapi dapat bergerak dalam tiga derajat kebebasan sudut. Kontrol loop model uji, baik terbuka maupun tertutup, dilakukan dengan mengatur permukaan kontrol secara langsung atau menggunakan hukum kontrol penerbangan yang sesuai (Fu et al., 2022). Di dalam uji penerbangan virtual terowongan angin, gerakan model disimulasikan dengan mengatur defleksi permukaan, dan sistem kontrol penerbangan yang dipasang di pesawat mengendalikan gerakan model melalui loop kontrol tertutup. Hal ini memungkinkan penelitian yang terintegrasi terhadap aerodinamika, dinamika, dan sistem kontrol secara simultan (Tai et al., 2023 ; Ignatyev et al., 2016).



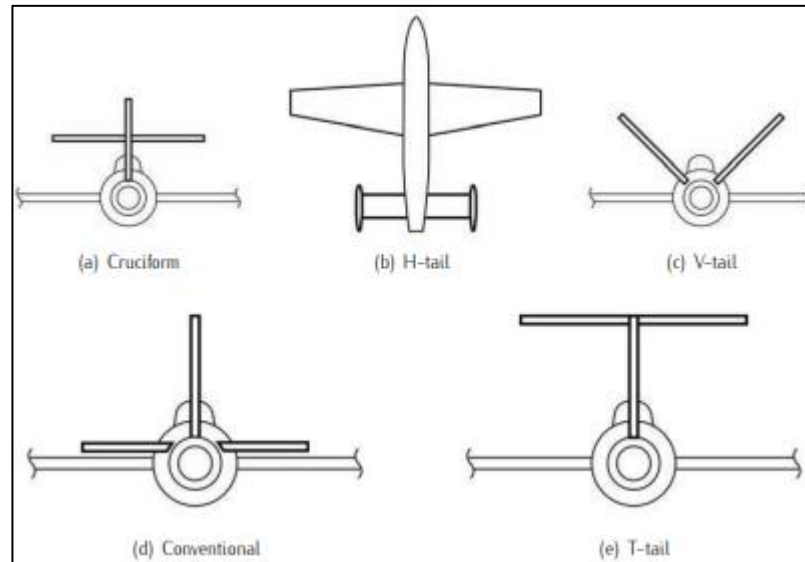
Gambar 3 Rincian kontribusi terhadap hambatan total pesawat komersial dalam kondisi jelajah serta potensi pengurangan hambatan melalui berbagai strategi pengendalian aliran (Ricco et al., 2021)

Gambar 3 menunjukkan rincian kontribusi terhadap total gaya hambat untuk pesawat komersial dalam kondisi jelajah. Mengurangi gaya hambat dalam penerbangan berpotensi menurunkan konsumsi bahan bakar. Dalam penerbangan jarak jauh, pengurangan hambatan sebesar 1% dapat mengurangi pembakaran bahan bakar hingga 0,75%. Pada tahun 2019, sektor penerbangan global menghasilkan 914 juta ton CO₂, yang berkontribusi sekitar 2,1% dari total emisi CO₂ di dunia (Hu et al., 2024), sehingga pengurangan 1% dalam hambatan bisa menghemat 6-7 juta ton CO₂. Jika diterapkan secara luas, ini bisa menghemat sekitar 10 juta ton CO₂ per tahun. Pada kondisi jelajah, 50–60% dari hambatan total disebabkan oleh gesekan viskos dari lapisan batas turbulen pada permukaan pesawat, sementara sisanya dari hambatan bentuk, induksi, trim, dan gelombang. Oleh karena itu, pengurangan hambatan gesekan memiliki potensi terbesar. Dua cara utama untuk mengurangi gaya tarik-gesek adalah menunda transisi dari laminar ke turbulen dan mengurangi hambatan turbulen, baik dengan metode pasif seperti optimasi bentuk dan elemen mikro, atau metode aktif seperti pengisapan dan aktuator plasma (Ricco et al., 2021).

2.2. Konfigurasi Ekor Pesawat

Empennage pesawat, yang menggabungkan stabilisasi vertikal dan horizontal, memberikan stabilitas dinamika penerbangan dari pitch dan yaw serta mengontrol permukaan kontrol. Konfigurasi ekor konvensional menempatkan stabilisator horizontal di bawah sayap di badan pesawat, sementara stabilisator vertikal terletak di tengah, memberikan struktur yang kompak dan efisiensi aerodinamis yang baik. (Soler, 2014). Kualitas penanganan pesawat dipengaruhi oleh geometri empennage, yang menentukan stabilitas dan kontrolnya, namun juga berkontribusi pada peningkatan gaya *drag* yang dapat mengurangi efisiensi aerodinamis dengan peningkatan ukuran ekor (Khan et al., 2019). Model semi-empiris memungkinkan perubahan koefisien aerodinamis pesawat subsonik regional dengan mempertimbangkan interaksi ekor vertikal dengan sayap, badan pesawat, dan ekor horizontal (Nguyen Van et al., 2021). Pengurangan ukuran

tail-plane melalui desain yang lebih baik dan efisiensi empennage dapat meningkatkan kinerja pesawat dengan mengurangi pembakaran bahan bakar dan berat, meskipun tetap harus memenuhi persyaratan stabilitas dan kontrol yang mempengaruhi hambatan total, berat struktural, dan kemampuan angkat maksimum (Corcione et al., 2023).



Gambar 4 Jenis empennage pesawat (Soler, 2014)

Konfigurasi T-tail (lihat gambar 4) menempatkan *stabilizer* horizontal di atas sirip, membentuk bentuk "T" jika dilihat dari depan. Ini menjaga stabilisator dari mesin, meningkatkan kontrol pitch, dan efisien pada kecepatan rendah, meskipun cenderung masuk ke posisi yang dalam dan sulit untuk pulih dari putaran. Ekor-T memerlukan kekuatan tambahan dan lebih berat dibandingkan dengan ekor konvensional, juga memiliki penampang yang lebih besar. Twin tail (H-tail) atau V-tail, meskipun kurang umum, juga merupakan konfigurasi yang menarik (Soler, 2014). Langkah krusial adalah memilih konfigurasi yang mempertimbangkan kelebihan dan kekurangan dalam aspek aerodinamis, struktural, dan operasional. Salah satu fungsi utama dari ekor pesawat adalah untuk memastikan penerbangan yang aman dengan menyediakan stabilitas dan kendali. Konfigurasi tidak konvensional seperti sayap gabungan atau sayap kotak menawarkan perubahan dramatis dalam penampilan pesawat, sementara perubahan minor mungkin lebih praktis untuk diterapkan dalam penerbangan komersial. Inovasi pada bagian

belakang pesawat, yang berkontribusi sekitar 20% terhadap hambatan pesawat, dapat mengarah pada pengembangan konfigurasi ekor baru yang mengurangi hambatan dan meningkatkan kelayakan lingkungan pesawat (Sanchez-Carmona & Cuerno-Rejado, 2019).

Perilaku permukaan kontrol pada sayap dengan rasio aspek rendah menunjukkan karakteristik angkat yang berbeda dari sayap dengan rasio aspek tinggi, yang penting untuk dipertimbangkan secara cermat dalam tahap desain awal guna mengoptimalkan ukuran, berat, biaya, dan emisi pesawat (Nicolosi et al., 2020). Aliran persimpangan sering terjadi di persimpangan komponen pesawat seperti sayap-tubuh, nacelle-sayap, dan ekor horizontal-vertikal, mengakibatkan gangguan aliran yang dapat mempengaruhi kinerja aerodinamis dan stabilitas pesawat. Pemisahan aliran di persimpangan komponen pesawat, terutama pada pesawat dengan ekor tipe-T, dapat mengakibatkan kehilangan stabilitas arah saat menghadapi sudut selip samping yang rendah, yang disebabkan oleh aliran yang terpisah pada sisi hisap bagian ekor vertikal (Wei et al., 2022). H-tail dikenal sebagai konfigurasi empennage paling aerodinamis untuk berbagai tipe rakitan sayap, meskipun membutuhkan desain tiang yang kuat untuk menanggung tegangan maksimum, yang berpotensi membuatnya lebih berat dan mahal. T-tail, dengan efisiensi dan kemudahan pembuatan di antara konfigurasi lainnya, menawarkan stabilitas yang lebih baik karena posisinya yang jauh dari downwash sayap, cocok digunakan untuk pesawat STOL (Das et al., 2021).

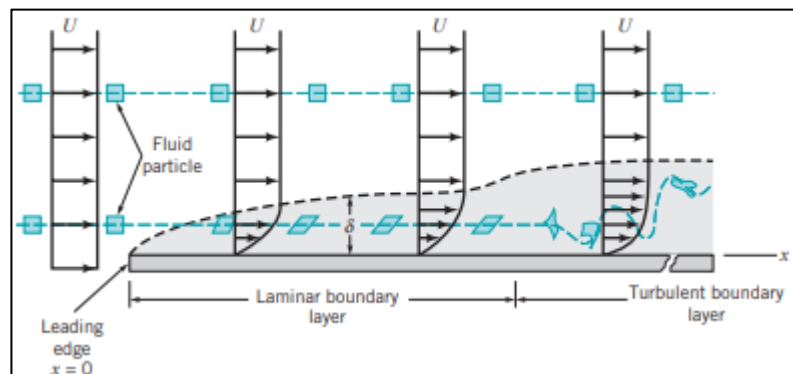
2.3. Pengertian Fluida

Fluida dapat didefinisikan sebagai zat yang berubah bentuk terus menerus di bawah aksi tegangan geser. Konsekuensi adalah ketika fluida dalam keadaan tidak bergerak atau diam maka tidak akan ada tegangan geser yang terjadi (Welty et al., 2008). Tegangan geser merupakan gaya geser dibagi dengan luas permukaan tempat adanya gaya geser tersebut. Gaya geser adalah komponen gaya yang menyinggung permukaan. Suatu zat dalam fase cair atau gas disebut sebagai cairan. Ketika fluida diberikan gaya geser yang konstan maka perubahan bentuk fluida akan terus menerus terjadi dan

mendekati laju regangan tertentu. Sehingga dapat dikatakan bahwa tegangan sebanding dengan laju regangan (Cengel & Cimbala, 2014).

2.4. Lapisan Batas pada permukaan pelat datar

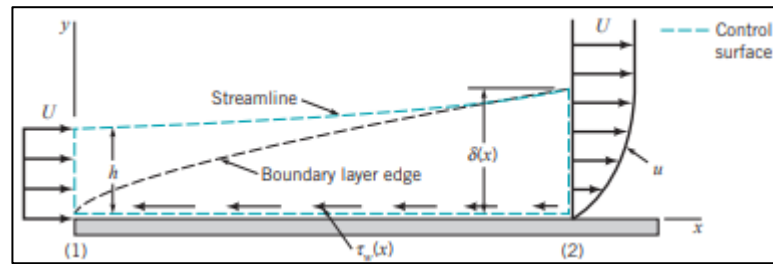
Lapisan batas merupakan lapisan yang memisahkan antara fluida yang dipengaruhi oleh faktor gesek dan fluida yang tidak dipengaruhi faktor gesek. Teori ini dikembangkan oleh Ludwig Prandtl pada tahun 1904 yang merupakan seorang ahli aerodinamika berasal dari Jerman (Schlichting and Gersten, 2017), dalam kuliahnya di Kongres Matematika Internasional di Heidelberg (Oleinik dan Samokhin, 1999). Untuk menunda pemisahan aliran di belakang sayap, dengan mengubah permukaan dan penggunaan tonjolan pada permukaannya untuk meningkatkan momentum lapisan batas. Pengubah pada permukaan sayap dapat meningkatkan efisiensi wing stall dan kemampuan manuver pesawat; optimasi posisi, ukuran, dan bentuknya akan meningkatkan efisiensi aerodinamis (Merryisha & Rajendran, 2019).



Gambar 5 Distorsi dari partikel fluida ketika mengalir di dalam lapisan batas (Munson et al., 2009)

Dari gambar 5 menunjukkan partikel-partikel fluida dalam daerah lapisan batas dimana aliran berotasi dari ujung ke ujung saat partikel bergerak sepanjang aliran. Dikatakan rotasi partikel jika aliran melewati permukaan lapisan batas memiliki vortisitas bukan nol. Hal ini disebabkan partikel yang memasuki lapisan batas, partikel mulai terdistorsi karena gradien kecepatan di dalam lapisan batas (bagian atas partikel memiliki kecepatan lebih besar daripada bagian bawahnya). Jadi aliran di luar lapisan batas memiliki

vortisitas nol, dan aliran di dalam lapisan batas memiliki vortisitas tidak nol (Munson et al., 2009).



Gambar 6 Hambatan yang disebabkan gaya geser pada permukaan pelat datar

Gambar 6 menunjukkan efek gaya viskos yang menyebabkan partikel-partikel fluida diperlambat ketika melewati permukaan pelat datar dimana partikel-partikel fluida yang berbatasan dengan permukaan pelat akan menempel pada permukaan dan memiliki kecepatan relatif nol. Perubahan bentuk aliran fluida dari titik awal aliran sampai ke titik terjadinya turbulen tergantung pada kontur permukaan, kekasaran permukaan, tingkat gangguan, dan perpindahan panas (Kreith, 2012).

Secara definisi, lapisan batas adalah lapisan yang terbentuk pada fluida yang melewati permukaan benda dimana pada lapisan tersebut efek viskos sangat penting dan lapisan fluida yang berada diluar bersifat inviscid. Inviscid merupakan aliran fluida yang tidak mengalami gesekan, konduktifitas panas, atau difusi massa (Anderson, 2010). Penentuan hambatan yang disebabkan oleh gaya geser pada permukaan benda merupakan aspek penting dalam penerapan teori lapisan batas (Munson et al., 2009).

Bilangan Reynolds merupakan parameter yang tidak berdimensi. Sebagian besar permasalahan aliran fluida yang menjadi variabel relevan adalah panjang karakteristik (l), dan kecepatan (v), serta sifat densitas fluida (ρ), dan viskositas (μ). Reynolds muncul dari analisis dimensional secara alami. Bilangan Reynolds adalah ukuran rasio gaya inersia pada elemen fluida terhadap gaya viskos pada elemen (Munson et al., 2009).

$$Re = \frac{\rho U l}{\mu} \quad (1)$$

Dimana :

Re = Bilangan Reynolds

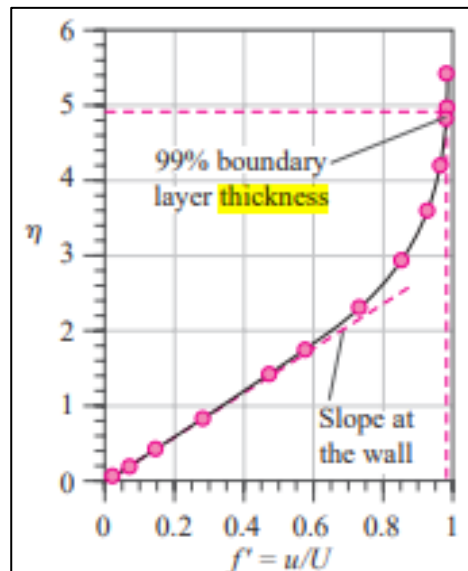
ρ = Densitas fluida $\left(\frac{kg}{m^3}\right)$

U = Kecepatan aliran fluida $\left(\frac{m}{s}\right)$

l = Panjang karakteristik (m)

μ = viskositas dinamis fluida $\left(\frac{kg}{m \cdot s}\right)$

Persamaan 1 digunakan untuk menghitung bilangan Reynolds fluida yang melintasi permukaan pelat datar. Fluida yang berada di permukaan pada arah y ke titik di mana kecepatan lokal mencapai 99% dari kecepatan eksternal (U_∞) disebut ketebalan lapisan batas. Oleh sebab itu, ketebalan lapisan batas (δ_x) merupakan fungsi yang meningkat secara monoton dari x (Schlichting & Gersten, 2017).

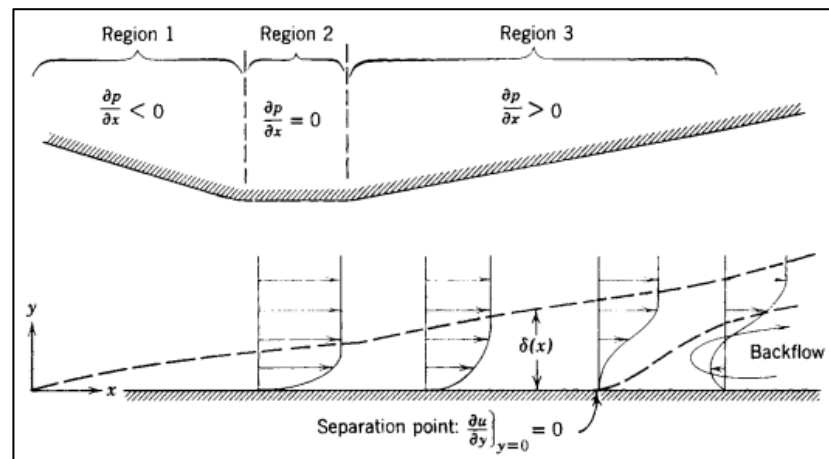


Gambar 7 Profil Blasius dalam kesamaan variabel untuk lapisan batas tumbuh di atas piring datar semi-tak terbatas. Data eksperimental (lingkaran) ads di $Re_x = 3,64 \times 10^5$ (Cengel & Cimbala, 2014)

2.5. Mekanisme Terbentuknya Aliran Separasi

Beberapa faktor mempengaruhi letak titik terjadinya separasi seperti tingkat fluktuasi pada aliran bebas, kekasaran permukaan, dan bilangan Reynolds biasanya akan sulit dalam memprediksi titik terjadinya separasi

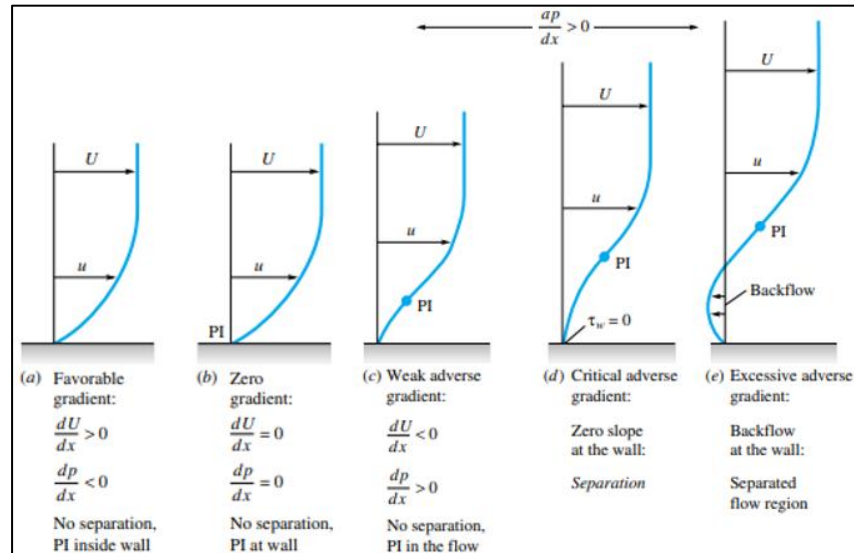
dengan tepat kecuali jika terdapat sudut tajam atau perubahan bentuk secara mendadak (Cengel & Cimbala, 2014)



Gambar 8 Aliran lapisan batas dengan gradien tekanan (Kreith dan Guswami, 2005)

Penyebab terjadinya pemisahan aliran pada saat kehilangan momentum yang berlebihan di dekat dinding di lapisan batas melawan peningkatan tekanan ($dp/dx > 0$). Sedangkan kebalikan dari penurunan tekanan ($dp/dx < 0$), disebut gradien yang menguntungkan, di mana pemisahan aliran tidak akan pernah terjadi seperti yang ditunjukkan pada gambar 8. Pada saat energi kinetik fluida di lapisan batas tidak dapat mengatasi gradien tekanan yang merugikan maka akan terjadi pembalikan lokasi aliran di lapisan batas (Kreith, 2012). Akibat pembalikan arus pada lapisan batas terjadi penebalan yang sehingga massa lapisan batas dipindahkan ke aliran luar. Pada titik pemisahan, garis arus meninggalkan permukaan benda pada sudut tertentu. Pemberian posisi separasi diberikan pada saat kondisi dimana tegangan geser dinding (τ_w) hilang. Titik separasi dimana koefisien gesek permukaan mencapai nilai nol atau tegangan geser dinding hilang. Terlihat bahwa separasi terjadi pada daerah dimana tekanan meningkat (*adverse pressure gradient*). Sedangkan peningkatan tekanan sesuai dengan penurunan energi kinetik di aliran luar dan di dalam lapisan batas fluida yang diperlambat oleh gesekan, energi kinetiknya yang lebih rendah, bergerak sangat banyak ke dalam aliran (daerah bertekanan tinggi). Oleh karena itu menyimpang jauh dari daerah tekanan tinggi, terpisah dari tubuh dan ditarik langsung ke aliran utama. Ini kemudian mengarah ke kasus di mana fluida

yang dekat dengan dinding, yang mengikuti gradien tekanan, mengalir ke arah yang berlawanan dengan aliran luar. Titik pemisah didefinisikan sebagai batas antara aliran maju dan aliran balik pada lapisan yang paling dekat dengan dinding, yaitu $\frac{\partial u}{\partial y}_{y=0} = 0$ (Schlichting & Gersten, 2017).



Gambar 9 Pengaruh gradien tekanan pada profil lapisan batas; P1= titik infleksi (White, 2002)

Pada gambar 9a dapat dilihat bahwa gradien yang menguntungkan profil sangat bulat, tidak adanya titik belok, pemisahan tidak terjadi, dan profil laminar ini memiliki ketahanan terhadap transisi ke turbulensi. Pada gambar 9b memiliki gradien tekanan diaman titik belok berda di dinding, pemisahan tidak terjadi, dan aliran akan mengalami transisi pada $Re_x < 3 \times 10^6$. Untuk gradien yang lemah pada gambar 9c aliran tidak benar-benar terpisah, tetapi rentan terhadap transisi turbulensi pada Re_x serendah 10^3 . titik pemisahan ($\tau_w = 0$) terjadi ketika gradien sedang (kondisi kritis) tercapai (gambar 9d) karena setiap gradien yang lebih kuat sebenarnya akan menyebabkan aliran balik pada dinding sehingga lapisan batas menebal, dan aliran utama pecah, atau terpisah dari dinding. Sedangkan pada gambar 9e gradien yang merugikan dimana titik belok (PI) terjadi pada lapisan batas yang mengalami peningkatan jarak dari dinding. Profil aliran pada gambar 7 biasanya terjadi secara berurutan seiring dengan berjalannya lapisan batas sepanjang dinding suatu benda (White, 2002). Pada saat aliran fluida

terdeselerasi, gradient kecepatan pada permukaan $\partial u/\partial y|_y = 0$, pada akhirnya akan mencapai nilai minimumnya yaitu nol (Munson et al., 2009). Penumpahan dan pembentukan bongkahan fluida yang bersirkulasi di daerah bangun yang merupakan konsekuensi penting dari pemisahan disebut vortisitas (Cengel & Cimbala, 2014).

2.6. Gaya Drag

Fluida memberikan gaya resultan pada benda ketika bergerak melalui fluida diam atau mengalir. Komponen resultan gaya yang sejajar dengan kecepatan aliran bebas disebut gaya *drag*. Sedangkan komponen dari gaya resultan yang tegak lurus terhadap aliran bebas disebut gaya *lift* (Elger et al., 2012). Adapun persamaan yang digunakan untuk menghitung koefisien *drag* sebagai berikut:

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2} \rho U^2 A} \quad (2)$$

Diketahui:

C_D = Drag coefficient

F_D = Gaya drag (N)

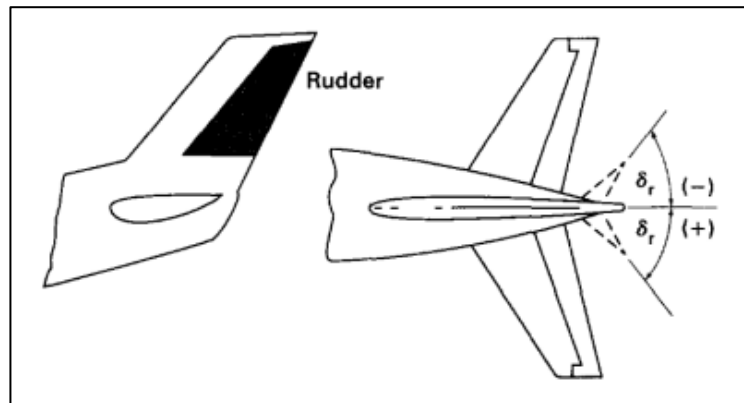
ρ = Density ($\frac{m^3}{s^2}$)

U = Kecepatan udara ($\frac{m}{s}$)

A = Luas permukaan proyeksi (m^2)

Permukaan kontrol yang menyediakan kontrol arah pesawat yang dilengkapi dengan ekor konvensional disebut *rudder*. Kemudi adalah permukaan kecil yang dapat digerakkan yang terletak di tepi belakang penstabil vertikal yang defleksinya menghasilkan gaya *side* yang menyebabkan momen yawing di sekitar pusat gravitasi pesawat. *Airfoil* dari vertikal *stabilizer* dibuat simetris untuk menjaga kesimetrisan pesawat sehingga dalam penerbangan jelajah tidak menimbulkan gaya *side*. Defleksi kemudi akan menambah atau mengurangi sudut di mana aliran udara bertemu

dengan permukaan ekor vertikal yang menghasilkan lebih banyak atau lebih sedikit gaya *side*.



Gambar 10 Kriteria tanda defleksi kemudi

Gambar 10 menunjukkan kriteria tanda yang dipertimbangkan untuk defleksi kemudi. Oleh karena itu, momen yawing yang dihasilkan jelas akan bergantung pada gaya *side* yang dihasilkan dan karenanya pada defleksi kemudi. Dalam kasus di mana kemudi mengalami defleksi positif, gaya *side* yang dihasilkan akan menjadi positif dan oleh karena itu momen yawing yang dihasilkan akan menjadi negatif (berlawanan arah jarum jam). Dalam kasus di mana defleksi negatif, gaya *side* yang dihasilkan akan negatif dan oleh karena itu momen yawing akan positif (searah jarum jam). Adapun persamaan koefisien *side force* sebagai berikut (Biadgo et al., 2014):

$$C_s = \frac{F_s}{\frac{1}{2} \rho U^2 A} \quad (3)$$

Diketahui:

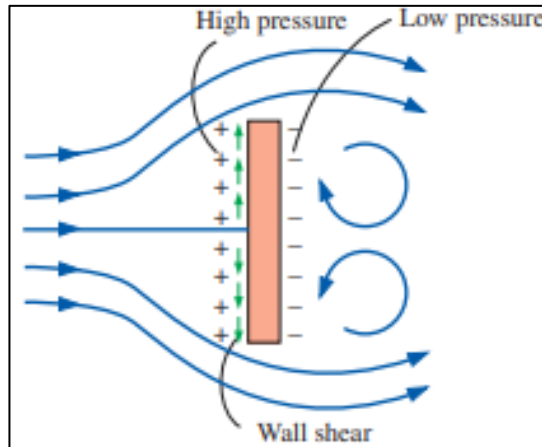
C_s = *Side coefficient*

F_s = Gaya dalam arah y (N)

ρ = Densitas udara ($\frac{m^3}{s^2}$)

U = kecepatan aliran fluida ($\frac{m}{s^2}$)

A = area referensi kendali (m^2)



Gambar 11 Gaya *drag* pada pelat datar yang normal terhadap aliran tergantung pada tekanan dan tidak tergantung pada geser dinding, yang bekerja normal pada aliran aliran bebas (Cengel & Cimbala, 2014)

Untuk aliran tiga dimensi, ada juga komponen gaya *side* dalam arah normal ke halaman yang cenderung menggerakkan benda ke arah tersebut. Gaya fluida juga dapat menghasilkan momen dan menyebabkan benda berotasi. Dalam kasus khusus pelat datar tipis yang disejajarkan sejajar dengan arah aliran seperti yang ditunjukkan pada gambar 11, gaya hambat hanya bergantung pada geser dinding dan tidak tergantung tekanan pada $\theta = 90^\circ$. Ketika pelat datar ditempatkan tegak lurus terhadap arah aliran, bagaimanapun, gaya *drag* bergantung pada tekanan dan tidak bergantung pada gaya geser pada dinding. Jika pelat datar dimiringkan pada sudut relatif terhadap arah aliran, maka gaya *drag* bergantung pada tekanan dan tegangan geser (Cengel & Cimbala, 2014). Perbedaan antara tekanan tinggi di daerah stagnasi depan dan tekanan rendah di daerah terpisah belakang menyebabkan kontribusi *drag* yang besar yang disebut *pressure drag* (White, 2002).