

**EFEK PENGGUNAAN *PLAIN FLAP* PADA *SWEPTBACK WING*
*AIRFOIL NACA 20612***

PROYEK AKHIR



Oleh:

ACHMAD NUR AZIZ

NIT: 30421001

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

**EFEK PENGGUNAAN *PLAIN FLAP* PADA *SWEPTBACK WING AIRFOIL*
NACA 20612**

PROYEK AKHIR

Diajukan sebagai salah satu syarat untuk mendapatkan Gelar Ahli Madya (A.Md.)

Pada Program Studi Diploma 3 Teknik Pesawat Udara



Oleh:

ACHMAD NUR AZIZ

NIT: 30421001

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

LEMBAR PERSETUJUAN

EFEK PENGGUNAAN *PLAIN FLAP* PADA *SWEPTBACK WING AIRFOIL NACA*
20612

Oleh:

ACHMAD NUR AZIZ

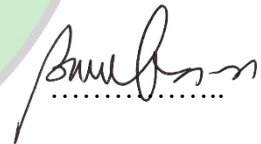
NIT. 30421001

Disetujui untuk diujikan pada:

Surabaya, 15 Agustus 2024

Pembimbing I : Dr. Ir. SETYO HARIYADI, ST, MT, IPM

NIP. 19790824 200912 1 001



Pembimbing II : Ir. BAMBANG JUNIPITOYO, ST, MT

NIP. 19780626 200912 1 001



LEMBAR PENGESAHAN

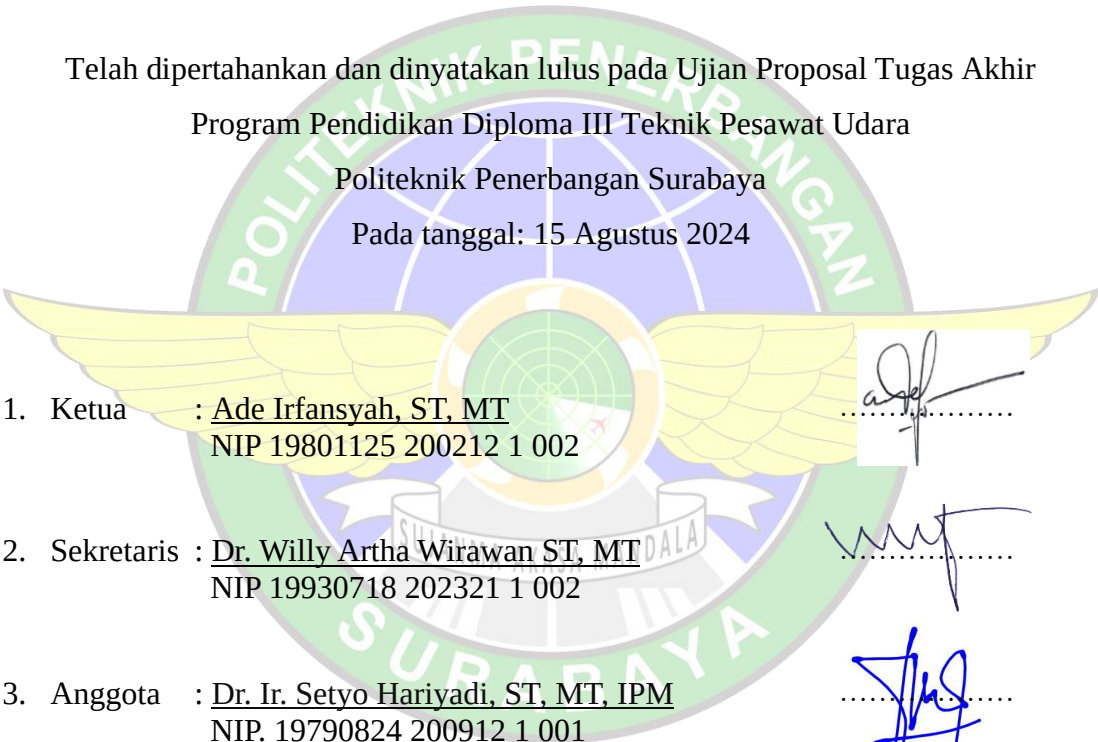
EFEK PENGGUNAAN *PLAIN FLAP* PADA *SWEPTBACK WING AIRFOIL NACA*
20612

Oleh :

ACHMAD NUR AZIZ

NIT 30421001

Telah dipertahankan dan dinyatakan lulus pada Ujian Proposal Tugas Akhir
Program Pendidikan Diploma III Teknik Pesawat Udara
Politeknik Penerbangan Surabaya
Pada tanggal: 15 Agustus 2024

- 
1. Ketua : Ade Irfansyah, ST, MT
NIP 19801125 200212 1 002
 2. Sekretaris : Dr. Willy Artha Wirawan ST, MT
NIP 19930718 202321 1 002
 3. Anggota : Dr. Ir. Setyo Hariyadi, ST, MT, IPM
NIP. 19790824 200912 1 001

Ketua Program Studi
Teknik Pesawat Udara



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

ABSTRAK

EFEK PENGGUNAAN *PLAIN FLAP* PADA *SWEPTBACK WING AIRFOIL* NACA 20612

Oleh:

Achmad Nur Aziz
NIT. 30421001

Plain flap adalah salah satu perangkat aerodinamis pada sayap pesawat yang dapat diatur untuk mengubah karakteristik aerodinamika sayap. Penggunaan *plain flap* pada pesawat terbang adalah metode yang umum digunakan untuk mengatur *lift* dan *drag* yang sangat diperlukan dalam manuver pesawat selama lepas landas, mendarat, dan penerbangan. Desain *sweptback wing* adalah konfigurasi sayap yang sering digunakan dalam pesawat terbang modern. *Sweptback wing* memiliki pengaruh yang signifikan terhadap aerodinamika pesawat dan dapat mempengaruhi *lift*, *drag*, manuverabilitas, serta kestabilan pesawat selama penerbangan.

Pengambilan data pada penelitian tugas akhir ini dilakukan secara komputasi dengan metode *CFD* (*Computational Fluid Dynamics*), dalam bentuk simulasi aliran udara pada benda uji *airfoil*. Data yang diambil diantaranya nilai C_L , nilai C_D , serta kontur kecepatan dan distribusi tekanan pada benda uji setelah dilakukan proses *running* simulasi. Objek penelitian pada tugas akhir ini adalah benda uji berupa *airfoil* NACA 20612 berbentuk *sweptback wing* dengan *plain flap* dan sudut defleksi 0° , 15° , 30° .

Berdasarkan dari penelitian yang telah dilakukan, maka menghasilkan kesimpulan yaitu penambahan *plain flap* pada defleksi 15° dan 30° efektif dalam meningkatkan *coefficient lift* pada setiap *angle of attack*, namun diikuti juga dengan peningkatan *coefficient drag*. Pada penambahan *plain flap* dengan defleksi 0° menimbulkan penurunan *coefficient lift* dan mengalami peningkatan *coefficient drag* yang mengakibatkan kualitas aerodinamika yang lebih buruk dibandingkan *airfoil* tanpa menggunakan *plain flap*.

Kata kunci: *Plain flap*, NACA 20612, *Sweptback wing*, *Computational fluid dynamics*.

ABSTRACT
EFFECTS OF USING PLAIN FLAPS ON SWEEPBACK WING AIRFOIL
NACA 20612

By:

Achmad Nur Aziz
NIT. 30421001

Plain flap is one of the aerodynamic devices on an aircraft wing that can be adjusted to change the aerodynamic characteristics of the wing. The use of plain flaps on aircraft is a commonly used method to manage the lift and drag that are indispensable in maneuvering the aircraft during takeoff, landing, and flight. The sweptback wing design is a wing configuration often used in modern aircraft. The sweptback wing has a significant influence on aircraft aerodynamics and can affect the lift, drag, maneuverability, and stability of the aircraft during flight.

Data collection in this final project research is carried out computationally using the CFD (Computational Fluid Dynamics) method, in the form of airflow simulations on airfoil test objects. The data taken include the C_L value, C_D value, as well as the velocity contour and pressure contour distribution on the test object after the simulation running process. The object of research in this final project is a test object in the form of a NACA 20612 airfoil in the form of a sweptback wing with plain flaps and deflection angles of 0° , 15° , 30° .

Based on the research that has been done, it results in the conclusion that the addition of plain flaps at 15° and 30° deflection is effective in increasing the coefficient of lift at each angle of attack, but also followed by an increase in the coefficient of drag. The addition of plain flaps with 0° deflection causes a decrease in the coefficient of lift and an increase in the coefficient of drag which results in a worse aerodynamic quality than the airfoil without using plain flaps.

Keywords: Plain flap, NACA 20612, Sweptback wing, Computational fluid dynamics.

PERNYATAAN KEASLIAN DAN HAK CIPTA

Saya yang bertanda tangan di bawah ini :

Nama : Achmad Nur Aziz
NIT : 30421001
Program Studi : D3 Teknik Pesawat Udara
Judul Tugas Akhir : EFEK PENGGUNAAN *PLAIN FLAP* PADA
SWEPTBACK WING AIRFOIL NACA 20612

dengan ini menyatakan bahwa :

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

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

Surabaya, 12 Agustus 2024
Yang membuat pernyataan

Achmad Nur Aziz
NIT. 30421001

KATA PENGANTAR

Segala puji dan syukur penulis panjatkan kepada Tuhan Yang Maha Esa atas segala Rahmat dan Karunia-Nya yang telah memberikan kesehatan, pengetahuan, keterampilan, pengalaman yang senantiasa diberikan kepada penulis, sehingga penulis dapat menyelesaikan proposal tugas akhir dengan cukup baik yang berjudul “EFEK PENGGUNAAN *PLAIN FLAP* PADA *SWEPTBACK WING AIRFOIL NACA 20612*”.

Selama proses penyusunan proposal tugas akhir ini, penulis banyak menerima bantuan, bimbingan dan pengarahan dari berbagai pihak, maka pada kesempatan ini penulis mengucapkan terimakasih kepada :

1. Bapak Ahmad Bahrawi, S.E., MT. selaku Direktur Politeknik Penerbangan Surabaya.
- 2.
3. Bapak Nyaris Pambudiyatno, S.SiT, M.MTr. selaku Kepala Program Studi Teknik Pesawat Udara.
4. Bapak Dr. Ir. Setyo Hariyadi, ST, MT, IPM. selaku Dosen Pembimbing Utama Tugas Akhir.
5. Bapak Ir. Bambang Junipitoyo, ST, MT. selaku Dosen Pembimbing Penulisan Tugas Akhir.
6. Seluruh Dosen dan Civitas Akademika program studi Teknik Pesawat Udara di Politeknik Penerbangan Surabaya.
7. Kepada kedua Orang tua, serta Saudara yang telah memberikan doa serta bantuan untuk kelancaran proposal tugas akhir ini.
8. Rekan-rekan Diploma 3 Teknik Pesawat Udara Angkatan 7 yang selalu memberikan dukungan dan motivasi.
9. Semua pihak yang tidak dapat penulis sebutkan satu persatu yang telah membantu dalam menyelesaikan Tugas Akhir ini.

Penulis menyadari bahwa proposal tugas akhir ini masih terdapat kekurangan dalam penyusunan proposal tugas akhir ini. Penulis berharap semoga penulisan ini dapat bermanfaat dan bisa dikembangkan agar menjadi lebih baik, serta berguna bagi semua pihak.

Surabaya, 12 Agustus 2024



Achmad Nur Aziz

DAFTAR ISI

	Halaman
HALAMAN JUDUL	i
LEMBAR PERSETUJUAN.....	iii
LEMBAR PENGESAHAN	iv
ABSTRAK	v
PERNYATAAN KEASLIAN DAN HAK CIPTA.....	vii
KATA PENGANTAR	viii
DAFTAR ISI.....	ix
DAFTAR GAMBAR	xi
DAFTAR TABEL	xiii
DAFTAR SINGKATAN	xiv
DAFTAR LAMBANG.....	xiv
BAB 1 PENDAHULUAN	
1.1 Latar Belakang	1
1.2 Rumusan Masalah	2
1.3 Batasan Masalah.....	2
1.4 Tujuan Penelitian	2
1.5 Hipotesis.....	3
1.6 Manfaat Penelitian	3
1.7 Sistematika Penulisan.....	3
BAB 2 LANDASAN TEORI	
2.1 Prinsip Dasar Aerodinamika	5
2.2 Gaya yang bekerja pada pesawat	5
2.2.1 <i>Thrust</i>	6
2.2.2 <i>Drag</i>	6
2.2.3 <i>Weight</i>	6
2.2.4 <i>Lift</i>	6
2.3 <i>Lift coefficient</i> dan <i>drag coefficient</i>	7
2.3.1 <i>Lift coefficient</i>	8
2.3.2 Rumus <i>lift coefficient</i>	8
2.3.3 <i>Drag coefficient</i>	8
2.3.4 Rumus <i>coefficient drag</i>	10
2.4 <i>Airfoil</i>	10
2.4.1 <i>NACA airfoil</i>	11
2.4.2 <i>Supercritical airfoil</i>	14
2.5 Aliran fluida	16
2.5.1 Sifat fluida.....	17
2.5.2 Aliran fluida	18
2.6 <i>sweptback wing</i>	20
2.6.1 <i>Swept angle</i>	22
2.7 <i>Flap</i>	23
2.8 Embraer ERJ-145.....	25
2.9 Visualisasi Dalam Pengujian Simulasi.....	26
2.10 Kajian penelitian terdahulu	27
2.11 Mental map.....	30

BAB 3 METODE PENELITIAN

3.1 Desain Penelitian.....	31
3.2 Variabel Penelitian.....	32
3.3 Objek Penelitian.....	33
3.4 Teknik Pengumpulan Data Dan Instrumen Penelitian	34
3.4.1 Teknik Pengumpulan Data.....	34
3.4.2 Instrumen Penelitian	39
3.5 Teknik Analisis Data.....	40
3.6 Tempat Dan Waktu Penelitian	44
3.6.1 Tempat Penelitian	44
3.6.2 Waktu Penelitian.....	44

BAB 4 HASIL DAN PEMBAHASAN

4.1 Hasil Penelitian	46
4.2 Perbandingan <i>Coefficient Lift</i> Dan <i>Coefficient Drag</i>	46
4.2.1 Hasil Perbandingan <i>Coefficient Lift</i>	46
4.2.2 Hasil Perbandingan <i>Coefficient Drag</i>	49
4.2.3 Grafik Perbandingan <i>Lift Coefficient</i>	53
4.2.4 Grafik Perbandingan <i>Drag Coefficient</i>	54
4.3 Visualisasi <i>Pressure Contour</i> Airfoil NACA 20612.....	58
4.4 Visualisasi <i>Velocity Contour</i> Airfoil NACA 20612.....	80

BAB 5 KESIMPULAN DAN SARAN

5.1 Kesimpulan	93
5.2 Saran.....	94

DAFTAR PUSTAKA	95
-----------------------------	----

DAFTAR RIWAYAT HIDUP	96
-----------------------------------	----

DAFTAR GAMBAR

	Halaman
Gambar 2.1 4 gaya pada pesawat.....	7
Gambar 2.2 <i>Induced drag</i> pada <i>airfoil</i>	10
Gambar 2.3 <i>Bagian-bagian airfoil</i>	11
Gambar 2.4 <i>Konstruksi geometri airfoil NACA</i>	12
Gambar 2.5 Perbedaan <i>airfoil</i> konvensional dan <i>airfoil supercritical</i>	15
Gambar 2.6 Perbedaan aliran <i>airfoil</i> konvensional dan <i>supercritical</i>	16
Gambar 2.7 Aliran pada <i>airfoil</i>	20
Gambar 2.8 <i>Critical mach number</i>	20
Gambar 2.9 <i>Shock wave</i>	21
Gambar 2.10 <i>Wave drag</i>	21
Gambar 2.11 <i>Spanwise flow</i>	22
Gambar 2.12 <i>Swept angle</i> pada sayap.....	22
Gambar 2.13 Efek <i>swept angle</i> terhadap <i>CL</i>	23
Gambar 2.14 <i>Plain flap</i> pada <i>airfoil</i>	25
Gambar 2.15 Embraer ERJ-145.....	25
Gambar 2.16 Spesifikasi Embraer ERJ-145.....	26
Gambar 2.17 Embraer ERJ-145 <i>performance</i>	26
Gambar 2.18 Kontur Distribusi Tekanan Sudut Serang 0°, Sudut Defleksi 5°	27
Gambar 2.19 Kontur Distribusi Tekanan Sudut Serang 0°, Sudut Defleksi 10°	28
Gambar 2.20 Kontur Distribusi Tekanan Sudut Serang 0°, Sudut Defleksi 15°	28
Gambar 2.21 Case 1	29
Gambar 2.22 Case 2	29
Gambar 2.23 Visualisasi <i>pressure</i> dan <i>velocity contour single plain flap</i> pada $\alpha = 15^\circ$	29
Gambar 2.24 Diagram mental map	30
Gambar 3.1 <i>Flowchart</i> penelitian	31
Gambar 3.2 Diagram variabel penelitian	32
Gambar 3.3 <i>Airfoil</i> dengan <i>plain flap</i>	34
Gambar 3.4 <i>Airfoil</i> tanpa <i>plain flap</i>	34
Gambar 3.5 3D <i>airfoil</i> tanpa <i>flap</i>	35
Gambar 3.6 3D <i>airfoil</i> dengan <i>plain flap</i>	36
Gambar 3.7 Dimensi permodelan dan <i>boundary condition</i>	36
Gambar 3.8 Penampang bagian <i>inlet</i>	36
Gambar 3.9 Penampang bagian <i>outlet</i>	36
Gambar 3.10 Penampang bagian <i>airfoil</i>	37
Gambar 3.11 Penampang bagian <i>wall</i>	37
Gambar 3.12 Penampang bagian <i>symmetry</i>	37
Gambar 3.13 Hasil <i>meshing</i> secara global.....	38
Gambar 3.14 Hasil <i>meshing</i> sekitar <i>airfoil</i>	38
Gambar 3.15 <i>Number of iterations</i>	40
Gambar 3.16 Grafik perbandingan <i>mesh</i> terhadap C_d	43
Gambar 3.17 Perbandingan nilai <i>skewness</i>	44
Gambar 4.1 Grafik <i>lift coefficient</i>	53
Gambar 4.2 Grafik <i>total drag coefficient</i>	55

Gambar 4.3 Grafik <i>friction drag coefficient</i>	55
Gambar 4.4 Grafik <i>pressure drag coefficient</i>	56
Gambar 4.5 Grafik <i>induced drag coefficient</i>	57
Gambar 4.6 <i>Airfoil angle of attack 0°</i>	59
Gambar 4.7 <i>Airfoil angle of attack 1°</i>	60
Gambar 4.8 <i>Airfoil angle of attack 2°</i>	61
Gambar 4.9 <i>Airfoil angle of attack 3°</i>	62
Gambar 4.10 <i>Airfoil angle of attack 4°</i>	63
Gambar 4.11 <i>Airfoil angle of attack 5°</i>	64
Gambar 4.12 <i>Airfoil angle of attack 6°</i>	65
Gambar 4.13 <i>Airfoil angle of attack 7°</i>	66
Gambar 4.14 <i>Airfoil angle of attack 8°</i>	67
Gambar 4.15 <i>Airfoil angle of attack 9°</i>	68
Gambar 4.16 <i>Airfoil angle of attack 10°</i>	69
Gambar 4.17 <i>Airfoil angle of attack 11°</i>	70
Gambar 4.18 <i>Airfoil angle of attack 12°</i>	71
Gambar 4.19 <i>Airfoil angle of attack 13°</i>	72
Gambar 4.20 <i>Airfoil angle of attack 14°</i>	73
Gambar 4.21 <i>Airfoil angle of attack 15°</i>	74
Gambar 4.22 <i>Airfoil angle of attack 16°</i>	75
Gambar 4.23 <i>Airfoil angle of attack 17°</i>	76
Gambar 4.24 <i>Airfoil angle of attack 18°</i>	77
Gambar 4.25 <i>Airfoil angle of attack 19°</i>	78
Gambar 4.26 <i>Airfoil angle of attack 20°</i>	79
Gambar 4.27 <i>Airfoil angle of attack 0°</i>	81
Gambar 4.28 <i>Airfoil angle of attack 1°</i>	82
Gambar 4.29 <i>Airfoil angle of attack 2°</i>	82
Gambar 4.30 <i>Airfoil angle of attack 3°</i>	83
Gambar 4.31 <i>Airfoil angle of attack 4°</i>	83
Gambar 4.32 <i>Airfoil angle of attack 5°</i>	84
Gambar 4.33 <i>Airfoil angle of attack 6°</i>	84
Gambar 4.34 <i>Airfoil angle of attack 7°</i>	85
Gambar 4.35 <i>Airfoil angle of attack 8°</i>	85
Gambar 4.36 <i>Airfoil angle of attack 9°</i>	86
Gambar 4.37 <i>Airfoil angle of attack 10°</i>	86
Gambar 4.38 <i>Airfoil angle of attack 11°</i>	87
Gambar 4.39 <i>Airfoil angle of attack 12°</i>	87
Gambar 4.40 <i>Airfoil angle of attack 13°</i>	88
Gambar 4.41 <i>Airfoil angle of attack 14°</i>	88
Gambar 4.42 <i>Airfoil angle of attack 15°</i>	89
Gambar 4.43 <i>Airfoil angle of attack 16°</i>	89
Gambar 4.44 <i>Airfoil angle of attack 17°</i>	90
Gambar 4.45 <i>Airfoil angle of attack 18°</i>	90
Gambar 4.46 <i>Airfoil angle of attack 19°</i>	91
Gambar 4.47 <i>Airfoil angle of attack 20°</i>	91

DAFTAR TABEL

	Halaman
Tabel 2.1 Kelebihan dan Kekurangan Seri <i>Airfoil</i>	13
Tabel 3.1 Dimensi objek penelitian	34
Tabel 3.2 Spesifikasi Perangkat Penunjang Penelitian	39
Tabel 3.3 Hasil <i>Grid Independence Test</i>	43
Tabel 3.4 Rincian Waktu Dan Jenis Kegiatan Penelitian	45
Tabel 4.1 Perbandingan <i>Coefficient Lift Plain wing</i> dan <i>Plain Flap With $\delta f=0^\circ$</i>	46
Tabel 4.2 Perbandingan <i>Coefficient Lift Plain wing</i> dan <i>Plain Flap With $\delta f=15^\circ$</i>	47
Tabel 4.3 Perbandingan <i>Coefficient Lift Plain wing</i> dan <i>Plain Flap With $\delta f=30^\circ$</i>	49
Tabel 4.4 Perbandingan <i>Coefficient Drag Plain wing</i> dan <i>Plain Flap With $\delta f=0^\circ$</i>	50
Tabel 4.5 Perbandingan <i>Coefficient Drag Plain wing</i> dan <i>Plain Flap With $\delta f=15^\circ$</i>	51
Tabel 4.6 Perbandingan <i>Coefficient Drag Plain wing</i> dan <i>Plain Flap With $\delta f=30^\circ$</i>	52



DAFTAR SINGKATAN

No	Singkatan	Arti
1	NACA	<i>National Advisory Comitte For Aeronautics</i>
2	CFD	<i>Computational Fluid Dynamic</i>
3	C_L	<i>Coefficient Lift</i>
4	C_D	<i>Coefficient Drag</i>

DAFTAR LAMBANG

No	Lambang	Keterangan (Besaran)
1	t	Waktu
2	ρ	Massa Jenis
3	V	Volume
4	S	Luas
5	v	Vektor Kecepatan
6	F	Vektor Gaya
7	m	Massa
8	e	Energi Dalam Persatuan Massa
9	$\dot{q}$	Kalor Persatuan Massa
10	$\dot{Q}$	Kalor Yang Diakibatkan Karena Efek Viskositas
11	$\dot{w}$	Kerja Yang Dilakukan Karena Efek Viskositas
12	A_{LE}	Sudut <i>sweep leading edge</i>
13	A_{TE}	Sudut <i>sweep trailing edge</i>
14	CL_α	Gradien kurva lift